ISSN 1998-6629 (Print)
ISSN 2412-7329 (Online)

ВЕСТНИК

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

Том 15, № 2

2016

УДК 05
ББК Я5

ВЕСТНИК
САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
имени академика С. П. КОРОЛЁВА (национального исследовательского университета)
Т. 15, № 2, 2016

Главный редактор
Шахматов Е. В., д.т.н., профессор, Самарский университет
Заместители главного редактора
Балакин В. Л., д.т.н., профессор, Самарский университет
Прокофьев А. Б., д.т.н., профессор, Самарский университет
Ответственный секретарь
Прохоров А. Г., к.т.н., доцент, Самарский университет
Редакционная коллегия
Аншаков Г. П., член-корр. РАН
Астафьев В. И., д.ф.-м.н., профессор, СамГТУ
Богатырев В. Д., д.э.н., профессор, Самарский университет
Гречников Ф. В., член-корр. РАН, Самарский университет
Казанский Н. Л., д.ф.-м.н., профессор, ИСОИ РАН
Кирилин А. Н., д.т.н., профессор, АО РКЦ «Прогресс»
Комаров В. А., д.т.н., профессор, Самарский университет
Кузьмичёв В. С., д.т.н., профессор, Самарский университет
Лукачёв С. В., д.т.н., профессор, Самарский университет
Сойфер В. А., член-корр. РАН
Шорин В. П., академик РАН

VESTNIK of the SAMARA STATE AEROSPACE UNIVERSITY
V. 15, no. 2, 2016

Editor in Chief
Shakhmatov Ye. V., Doctor of Science (Engineering), Professor, Samara University
Deputies Chief Editor
Balakin V. L., Doctor of Science (Engineering), Professor, Samara University
Prokofiev A. B., Doctor of Science (Engineering), Professor, Samara University
Executive Editor
Prokhorov A. G., Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Samara University
Editorial Board
Anshakov G. P., Corresponding Member of the Russian Academy of Science
Astafiev V. I., Doctor of Science (Phys&Math), Professor, SSTU
Bogatyryov V. D., Doctor of Science (Econom.), Professor, Samara University
Grechnikov F. V., Corresponding Member of the Russian Academy of Science, Samara University
Kazansky N. L., Doctor of Science (Phys&Math), Professor, IPSI RAS
Kirilin A. N., Doctor of Science (Eng.), Professor, JSC SRC “Progress”
Komarov V. A., Doctor of Science (Eng.), Professor, Samara University
Kuzmichyov V. S., Doctor of Science (Eng.), Professor, Samara University
Lukachyov S. V., Doctor of Science (Eng.), Professor, Samara University
Soifer V. A., Corresponding Member of the Russian Academy of Science
Shorin V. P., Academician of the Russian Academy of Science

Журнал входит в утверждённый ВАК при Минобрнауки России Перечень рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание учёной степени кандидата наук, на соискание учёной степени доктора наук; индексируется в библиографических базах данных РИНЦ (Российский индекс научного цитирования) и Russian Science Citation Index (на платформе Web of Science).
Журнал включен в общероссийский каталог ОАО «Роспечать». Подписной индекс – 18264.
Свидетельство о регистрации СМИ ПИ № ФС77-61235 от 3 апреля 2015 г.

© Самарский университет
Московское шоссе, 34
443086, г. Самара

© Samara University
34, Moskovskoye Shosse, Samara,
443086, Russian Federation

☎ +7 (846) 267 43 65; e-mail: vest@ssau.ru

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ТЕРМИНАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ СУБГИПЕРЗВУКОВОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНЬЮ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ
В. Л. Балакин, А. В. Ковалёв 9

КШМСА – КОМПЛЕКС ШИРОКОЗАХВАТНОЙ МУЛЬТИСПЕКТРАЛЬНОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «РЕСУРС-П»
А. И. Бакланов, А. Н. Афонин, В. Д. Блинов, А. С. Забиякин 22

АППАРАТУРА ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «РЕСУРС-ПМ»
А. И. Бакланов, В. Д. Блинов, И. А. Горбунов, А. С. Забиякин, И.А. Малахов 30

АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ И НАВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ НА ИНТЕРВАЛАХ НАБЛЮДЕНИЯ МАРШРУТОВ
А. С. Галкина, И. В. Платошин 36

ПРИМЕНЕНИЕ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ СТАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ-2Д»
Д. Н. Гребнев, В. К. Дуплихин, Я. А. Зуперман, А. И. Аистов, В. Е. Кукушкин 43

БОРТОВОЙ АЛГОРИТМ ДЛЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-218Д
А. В. Крамлих, М. Е. Мельник 50

ОПТИМАЛЬНЫЕ ЗАКОНЫ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ УМЕНЬШЕНИЯ КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА И ДЕМПФИРОВАНИЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НАНОСПУТНИКОВ И МИКРОСПУТНИКОВС МАГНИТНЫМИ КАТУШКАМИ НА БОРТУ
В. В. Любимов, С. В. Подклетнова 57

МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РАЗРАБОТКИ ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
Н. Р. Стратилатов, В. И. Куренков, А. С. Кучеров, А. А. Якищик 68

МЕТОДИКА СРАВНИТЕЛЬНОЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С РАЗЛИЧНЫМИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ ТЕЛЕСКОПИЧЕСКИМИ КОМПЛЕКСАМИ
Н. Н. Стратилатова, В. И. Куренков, А. С. Кучеров, А. С. Егоров 80

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА БЛОКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ЗВЁЗД СИСТЕМЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ СВЯЗАННОЙ ТЕРМОУПРУГОЙ ЗАДАЧИ
С. В. Цаплин, С. А. Болычев 90

АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ РАЗВЁРТЫВАЕМОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ С АТМОСФЕРНЫМ ЗОНДОМ
Дон Чжэ, Ю. М. Заболотнов, Ван Чанцин 102

МАШИНОСТРОЕНИЕ И ЭНЕРГЕТИКА

ТВЁРДОФАЗНЫЙ РОСТ И СТРУКТУРА ПЛЁНОК ДИСИЛИЦИДА БАРИЯ НА Si (111)
В. Л. Дубов, Д. В. Фомин, Н. Г. Галкин 114

ДВУХДЛИННОВОЛНОВЫЙ СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТР ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СТАТИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ ДЕТАЛЕЙ ТУРБОМАШИН
А. И. Жужукин, М. Е. Колотников, В. А. Солянников 122

РАЗРАБОТКА НЕЙРОСЕТЕВОЙ МОДЕЛИ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ
А. В. Кузнецов, Г. М. Макарьянц 131

СНИЖЕНИЕ ИМПУЛЬСНОЙ ВИБРАЦИИ ТРУБОПРОВОДНОЙ АРМАТУРЫ
Е. А. Куличкова 145

ЭМПИРИЧЕСКИЙ МЕТОД ПРОГНОЗА ШУМА АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
П. А. Мошков 152

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТЕЙ ИЗМЕРЕНИЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРОФИЛЕЙ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ
В. А. Печенин, М. А. Болотов, Н. В. Рузанов, М. В. Янюкина 162

УПРАВЛЕНИЕ, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И ИНФОРМАТИКА

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ХАРАКТЕРИСТИК ИЗМЕРИТЕЛЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ПОСРЕДСТВОМ ФИЛЬТРА КАЛМАНА И ВАРИАЦИИ АЛЛАНА
Д. А. Кутовой, О. И. Маслова, С. Ю. Перепёлкина, Ю. С. Тиунов, А. А. Федотов 171

МЕТОД СЖАТИЯ ИЗОБРАЖЕНИЙ В СИСТЕМАХ ДЗЗ БЕЗ ПОТЕРЬ
Е. П. Петров, Н. Л. Харина, П. Н. Сухих 183

МЕТОД ОПЕРАТИВНОГО ОРТОТРАНСФОРМИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ИЗОБРАЖЕНИЙ ПРИ НЕДОСТАТКЕ ОПОРНОЙ ИНФОРМАЦИИ
А. В. Спирин, Н. И. Руднев, Н. К. Пастух, И. И. Шуклин 190

АЛГОРИТМЫ ИДЕНТИФИКАЦИИ ОБЪЕКТОВ ПО ДАННЫМ ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНОЙ СЪЁМКИ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЧЁТКОЙ ЛИНЕЙНОЙ РЕГРЕССИИ
С. В. Труханов 200

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АПРИОРНОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРИ ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКЕ ВЫСОКОДЕТАЛЬНОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ
В. А. Ушенкин, Н. А. Егошкин 208

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

TERMINAL CONTROL OF AEROSPACE SYSTEM SUBHYPERSONIC FIRST STAGE
V. L. Balakin, A. V. Kovalyov 9

CWSME – COMPLEX OF WIDE-SWATH MULTISPECTRAL EQUIPMENT FOR THE «RESOURCE-P» SPACECRAFT
A. I. Baklanov, A. N. Afonin, V. D. Blinov, A. S. Zabiyakin 22

HIGH RESOLUTION EQUIPMENT FOR THE FUTURE SPACECRAFT «RESOURCE-PM»
A. I. Baklanov, V. D. Blinov, I. A. Gorbunov, A. S. Zabiyakin, I. A. Malakhov 30

ANALYSIS OF THE ACCURACY OF EARTH REMOTE SENSING SATELLITE ANGULAR MOTION CONTROL AND TRACK GUIDANCE DURING ROUTE OBSERVATION INTERVALS
A. S. Galkina, I. V. Platoshin 36

APPLICATION OF SIMULATION MODELLING IN STATIC TESTS OF SPACE-ROCKET VEHICLES
D. N. Grebnev, V. K. Duplihin, J. A. Zuperman, A. I. Aistov, V. E. Kukushkin 43

ON-BOARD ALGORITHM FOR SAMSAT-218D NANOSATELLITE ORIENTATION AND STABILIZATION SYSTEM
A. V. Kramlikh, M. E. Melnik 50

OPTIMAL CONTROL LAWS OF ONBOARD COILS FOR THE REDUCTION OF ANGULAR MOMENTUM AND DAMPING OF ANGULAR VELOCITY OF NANOSATELLITES AND MICROSATELLITES WITH MAGNETIC COILS ON BOARD
V. V. Lyubimov, S. V. Podkletnova 57

METODOLOGICAL BASIS OF THE DEVELOPMENT OF A PROBLEM-ORIENTED SYSTEM FOR SELECTING DESIGN PARAMETERS OF SPACE VEHICLES
N. R. Stratilatov, V. I. Kurenkov, A. S. Kucherov, A. A. Yakishik 68

PROCEDURE OF COMPARATIVE ASSESSMENT OF THE EFFICIENCY OF EARTH REMOTE SENSING SATELLITES WITH DIFFERENT OPTOELECTRONIC TELESCOPIC COMPLEXES
N. N. Stratilatova, V. I. Kurenkov, A. S. Kucherov, A. S. Egorov 80

THERMAL CONTROL OF SPACECRAFT STAR SENSOR ATTITUDE CONTROL SYSTEM BASED ON THE SOLUTION OF A COUPLED THERMOELASTICITY PROBLEM
S. V. Tsaplin, S. A. Bolychev 90

ANALYSIS OF MOTION STABILITY OF A DEPLOYED SPACE TETHER SYSTEM WITH AN ATMOSPHERIC PROBE
Dong Zhe, Yu. M. Zabolotnov, Wang Changqing 102

MECHANICAL AND POWER ENGINEERING SCIENCES

SOLID-PHASE GROWTH AND STRUCTURE OF BARIUM DISILICIDE FILMS ON Si (111)
V. L. Dubov, D. V. Fomin, N. G. Galkin 114

DOUBLE WAVELENGTH SPECKLE INTERFEROMETER FOR THE RESEARCH OF STATIC DEFORMATIONS OF GAS TURBINE ENGINE PARTS
A. I. Zhuzhukin, M. E. Kolotnikov, V. A. Solyannikov 122

DEVELOPMENT OF A NEURAL NETWORK MODEL OF A MICRO GAS TURBINE ENGINE
A. V. Kuznetsov, G. M. Makaryants 131

REDUCING PULSE VIBRATION OF VALVES UNDER TRANSIENT CONDITIONS
E. A. Kulichkova 145

EMPIRICAL METOD OF PREDICTING AVIATION PISTON ENGINE NOISE
P. A. Moshkov 152

STUDY OF UNCERTAINTY OF MEASURING GEOMETRICAL PARAMETERS OF GAS TURBINE ENGINE COMPRESSOR BLADE PROFILES
V. A. Pechenin, M. V. Bolotov, N. V. Ruzanov, M. V. Yanyukina 162

CONTROL, COMPUTATIONAL EQUIPMENT AND INFORMATION SCIENCE

PROCEDURE OF ESTIMATING CHARACTERISTICS OF ANGULAR VELOCITY METER USING THE KALMAN FILTER AND ALLAN VARIANCE
D. A. Kutovoy, O. I. Maslova, S. Y. Perepelkina, Y. S. Tiunov, A. A. Fedotov *171*

METHOD OF LOSSLESS IMAGE COMPRESSION IN THE EARTH REMOTE SENSING SYSTEMS
E. P. Petrov, N. L. Kharina, P. N. Sukhikh *183*

METHOD OF ORTHOTRANSFORMATION OF SPACE IMAGES IN CONDITIONS OF LACK OF CUE
A. V. Spirin, N. I. Rudnev, N. K. Pastuh, I. I. Shuklin *190*

ALGORITHMS OF OBJECT IDENTIFICATION ON THE BASIS OF HYPERSPECTRAL EARTH SURVEY DATA USING FUZZY LINEAR REGRESSION
S. V. Trukhanov *200*

USING APRIORI INFORMATION IN INTERFEROMETRIC PROCESSING OF HIGH RESOLUTION SAR DATA
V. A. Ushenkin, N. A. Egoshkin *208*

УДК 629.78 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-9-21*

ТЕРМИНАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ СУБГИПЕРЗВУКОВОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНЬЮ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

© 2016 В. Л. Балакин, А. В. Ковалёв

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва

Рассматривается задача формирования командного управления субгиперзвуковой первой ступенью аэрокосмической системы при наборе высоты. Пассивное движение летательного аппарата исследуется в условиях предельных возмущений плотности атмосферы. Конечным условием движения является достижение заданного значения угла наклона траектории. Конечное значение высоты является регулируемой величиной. Предлагается алгоритм терминального управления для формирования командного значения коэффициента аэродинамической подъёмной силы. При определении командного управления используется метод Ньютона с одной или несколькими итерациями на шаге коррекции. Исследуется работоспособность и эффективность алгоритма по компенсации влияния возмущений плотности атмосферы на выполнение заданного конечного условия движения летательного аппарата по высоте. Приводятся и обсуждаются результаты моделирования движения летательного аппарата при терминальном управлении для предельно «разреженной» и предельно «плотной» атмосферы. Предлагается возможное совершенствование алгоритма терминального управления.

Аэрокосмическая система, субгиперзвуковая первая ступень, летательный аппарат, терминальное управление, алгоритм, коэффициент подъёмной силы, угол атаки, возмущения плотности атмосферы.

Введение

Одним из вариантов первой ступени аэрокосмической системы (АэрКС) для запуска космических аппаратов (КА) на околоземную орбиту рассматривается субгиперзвуковой летательный аппарат (ЛА), развивающий на активном участке движения с работающей двигательной установкой (ДУ) скорость, несколько меньшую гиперзвуковой (число Маха равно 4) [1; 2]. Отличительной особенностью данного ЛА-MPV (MIPCC-powered vehicle – аппарат с охлаждаемыми двигателями; Mass Injection Pre-Compressor Cooling – система дополнительной подачи кислорода и охлаждения двигателя), входящего в аэрокосмическую систему RASCAL (Responsive Access, Small Cargo, Affordable Launch – доступная система для запуска малых грузов по требованию, США), является пассивный (с выключенной ДУ) трансатмосферный режим полёта до высоты 62,8 км [1]. На указанной высоте происходит отделение и дальнейший самостоятельный полёт второй (ракетной) ступени системы RASCAL.

Отметим, что в проектах аэрокосмических ⁄ авиационно-космических систем со сверхзвуковыми или гиперзвуковыми первыми ступенями, например [3 – 5], конечная высота не превышает 30 км. Поэтому возникает вопрос об управляемости ЛА на трансатмосферных высотах для обеспечения заданных конечных условий движения первой ступени.

Будем рассматривать пассивное движение ЛА от момента выключения ДУ до момента отделения от него ракетной ступени. Начальные и конечные условия рассматриваемого пассивного движения заданы и известна номинальная программа управления углом атаки (коэффициентом аэродинамической подъёмной силы), полученная для условий невозмущённого

Цитирование: Балакин В.Л., Ковалёв А.В. Терминальное управление субгиперзвуковой первой ступенью аэрокосмической системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 9-21.
DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-9-21

движения. При наличии возмущений атмосферы (отклонений плотности от стандартных значений) конечные условия движения ЛА будут отличаться от заданных. Поэтому необходимо проводить коррекции угла атаки (коэффициента аэродинамической подъёмной силы) с целью уменьшения отклонений конечных условий возмущённого движения от заданных значений. Для этого требуется разработать алгоритм формирования командного управления углом атаки (коэффициентом аэродинамической подъёмной силы).

Целью данной работы является разработка, исследование работоспособности и оценка эффективности алгоритма терминального управления.

Модель движения

Рассмотрим модель пассивного движения ЛА в вертикальной плоскости, которая представляет собой традиционную систему дифференциальных уравнений, записанных в траекторной системе координат:

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

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

Программу управления коэффициентом подъёмной силы, которую можно использовать как номинальную для терминального управления при возмущённом движении, определим как кусочно-непрерывную функцию.

Примем следующую номинальную программу управления коэффициентом подъёмной силы [6], которая была предложена на основании полученных результатов решения задачи оптимизации [7]:

$$C_{ya}^{ном} = \begin{cases} C_{ya1}, & \text{если } t < t_{П}; \\ C_{ya2}, & \text{если } t \ge t_{П}. \end{cases} \qquad (2)$$

Здесь индекс «ном» означает «номинальная»; C_{ya1}, C_{ya2} – соответственно начальное и конечное значение коэффициента; $t_{П}$ – время переключения коэффициента со значения C_{ya1} на значение C_{ya2}.

На коэффициент подъёмной силы C_{ya} и на определяющий его угол атаки α согласно [1] наложены ограничения:

$$\alpha_{\min} \le \alpha \le \alpha_{\max},$$
$$C_{ya\,\min} \le C_{ya} \le C_{ya\,\max},$$

где $\alpha_{\min} = -10^{\circ}$, $\alpha_{\max} = 20^{\circ}$; $C_{ya\,\min}$ и $C_{ya\,\max}$ определяются соответственно минимальным $\alpha_{\min}$ и максимальным $\alpha_{\max}$ углами атаки и зависят от числа M.

Коэффициент C_{ya1} принимается равным значению, соответствующему окончанию активного участка движения ЛА. Это позволит при дальнейшем движении (увеличении высоты с уменьшением скорости) иметь значение нормальной скоростной перегрузки n_{ya}, меньшее максимально допустимой $n_{ya}^{\max}$. Для максимизации конечной скорости ЛА в конце участка пассивного движения коэффициент C_{ya2} примем равным нулю согласно решениям [7].

Подбором времени переключения $t_{П}$ можно обеспечить заданное значение конечного угла наклона траектории $\theta_к$ (принято равным 20º согласно [1]) и определить соответствующие ему конечные значения высоты $h_к$ и скорости $V_к$. В дальнейшем будем считать их заданными конечными условиями движения ЛА: $\theta_к$*, $h_к$*, $V_к$*.

Начальные условия пассивного движения ЛА имеют следующие значения: V = 1174 м/с; θ_0 = 38,4°; h_0 = 26800 м [1].

В соответствии с результатами, полученными в [6], определим значения параметров программы управления, обеспечивающие выполнение конечных условий движения, близких к аппарату MPV: $C_{уа1}$ = 0,374; $t_{П}$ = 14с.

Для расчётов используется универсальная модель отклонений плотности атмосферы [8]:

$$\rho(h) = \rho_{ст}(h) + \xi \cdot \sigma_{\rho}(h), \qquad (3)$$

где плотность атмосферы $\rho(h)$ представляется как нормальная случайная функция высоты h, математическое ожидание $\rho_{ст}(h)$ вычисляется в соответствии со стандартной атмосферой, величина ξ – нормально распределённая случайная величина с нулевым математическим ожиданием и дисперсией, равной единице. Среднее квадратическое отклонение $\sigma_{\rho}(h)$ определяется соотношением:

$$\sigma_{\rho}(h) = \sigma_{\rho 0} \cdot \exp(-0{,}15 \cdot 10^{-3} \cdot h), \qquad (4)$$

где $\sigma_{\rho 0}$ = 0,05 кг/м^3 – средняя величина, соответствующая условиям на нулевой высоте [8].

В дальнейшем при моделировании возмущённого движения ЛА использовались два предельных значения нормально распределённой случайной величины ξ : –5,5 и 5,5, соответствующих предельно «разреженной» и предельно «плотной» атмосфере.

Результаты моделирования возмущённого движения ЛА с номинальной программой коэффициента подъёмной силы приведены в табл. 1. Возмущения атмосферы представлены коэффициентом ξ; $h_к$ – конечная высота; $V_к$ – конечная скорость; $t_к$ – конечное время; $\Delta h_к$, $\Delta V_к$ – соответственно отклонения конечной высоты и конечной скорости от заданных значений.

Таблица 1. Результаты моделирования при номинальной программе управления

ξ	$h_к$, м	$V_к$, м/с	$t_к$, с	$\Delta h_к$, м	$\Delta V_к$, м/с
0	63275,10	677,99	66,56	0	0
-5,5	61471,63	722,12	63,33	-1803,47	44,12
5,5	64886,06	634,81	69,53	1610,96	-43,17

Из табл. 1 можно сделать следующие выводы. При «разреженной» атмосфере (ξ = –5,5) ЛА при выполнении заданного конечного условия по углу наклона траектории не достигает заданной конечной высоты и поэтому имеет большую конечную скорость. Можно сказать, что ЛА «не хватает» подъёмной силы из-за низкой плотности атмосферы. При «плотной» атмосфере (ξ = 5,5) ЛА при выполнении заданного конечного условия по углу наклона траектории, напротив, имеет конечную высоту больше заданной и поэтому имеет меньшую конечную скорость. Можно сказать, что ЛА имеет «лишнюю» подъёмную силу из-за высокой плотности атмосферы.

Поэтому при терминальном управлении следует ожидать увеличения коэффициента подъёмной силы при «разреженной» атмосфере и уменьшения коэффициента подъёмной силы при «плотной» атмосфере.

Алгоритм командного управления

Для компенсации влияния возмущений на конечные условия движения ЛА предлагается использовать алгоритм терминального управления по определению командного значения коэффициента подъёмной силы $C_{уа2}$.

Для принятой программы управления (2) в общем случае имеется три параметра ($C_{уа1}$, $t_р$, $C_{уа2}$), изменяя которые можно компенсировать влияние действия возмущений на конечные значения трёх контролируемых фазовых координат: высоты $h_к$, скорости $V_к$ и угла наклона траектории $\theta_к$. Поскольку при использовании терминального управления они прогнозируются в результате интегрирования дифференциальных уравнений движения (1), то одна из фазовых координат всегда имеет заданное конечное значение, т. к. это является условием окончания интегрирования. Поэтому в регулировании нуждаются две фазовые координаты.

Примем, что определение командного управления $C_{уа2}$ начинается после времени переключения $t_П$, поскольку это позволит не увеличивать значение нормальной скоростной перегрузки $n_{уа}$ свыше максимально допустимой $n_{уа}^{\max}$ из-за возможного увеличения коэффициента подъёмной силы при терминальном управлении.

Таким образом, два параметра номинальной программы управления, а именно $C_{уа1}$ и $t_П$, остаются неизменными при терминальном управлении. Поэтому в дальнейшем при терминальном управлении будем использовать один оставшийся параметр, а именно $C_{уа2}$, при двух имеющихся краевых условиях.

Примем, что при формировании командного управления будут заданы конечное значение угла наклона траектории $\theta_к$* как условие окончания интегрирования уравнений движения (1) и конечное значение высоты $h_к$* как регулируемая фазовая координата.

В результате конечное значение скорости будет меньше или больше заданного значения $V_к$*, что в конечном итоге потребует соответственно больших или меньших затрат топлива ракетной ступени АэрКС для выведения КА на околоземную орбиту.

На каждом шаге управления (коррекции) i длительностью $\Delta\tau$ алгоритм формирования командного значения коэффициента подъёмной силы $C_{уа2}$ предполагает следующую последовательность действий.

1. Прогнозирование движения до выполнения заданного конечного условия движения, а именно заданного значения конечного угла наклона траектории $\theta_к$*.

2. Формирование командного управления: при $t_i + \Delta\tau \geq t_П$ решается одноточечная краевая задача определения $C_{уа2}$, обеспечивающего выполнение заданного конечного условия движения по высоте.

3. Прогнозирование движения с полученным управлением.

4. Принятие решения о необходимости следующей итерации для определения командного управления. Итерация проводится, если отклонение значения конечной высоты от заданного $h_к$* превышает установленную величину.

Одноточечная краевая задача решается методом Ньютона.

Результаты моделирования терминального управления

Для проверки работоспособности и эффективности предложенного алгоритма управления проведено моделирование возмущённого движения при идеальной навигации, ориентации и стабилизации ЛА.

Моделирование проводилось путём решения системы уравнений (1) при возмущениях плотности атмосферы согласно (3). Окончание интегрирования определялось достижением заданного конечного

значения угла наклона траектории $\theta_к$*. Шаг по времени при формировании командного управления принят постоянным и равным 10 с.

На этапе проверки работоспособности предложенного алгоритма проводилась только одна итерация для определения командного значения с использованием метода Ньютона, т.е. выполнялись вышеуказанные действия 1 – 3.

Результаты проведённого моделирования приведены на рис. 1 – 6.

На рис. 1 – 4 показаны отклонения регулируемой фазовой координаты – конечного значения высоты.

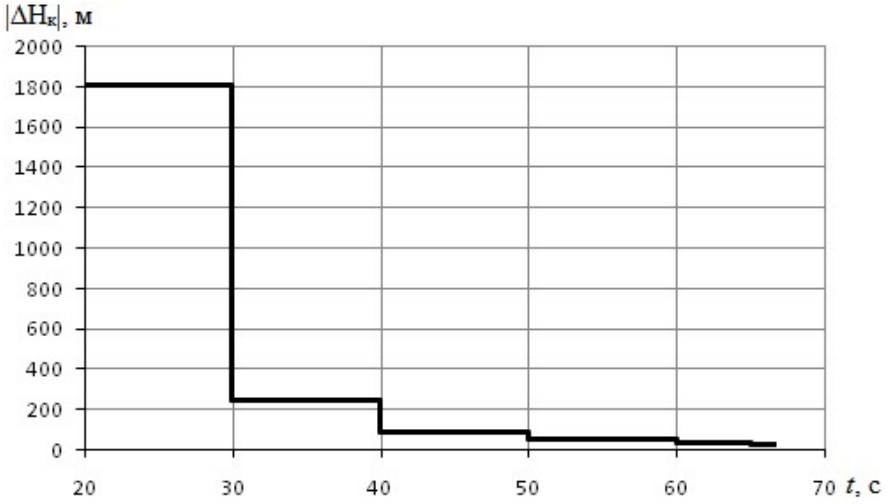


Рис. 1. Значение $|\Delta H_к|$ до коррекции при $\xi = -5{,}5$

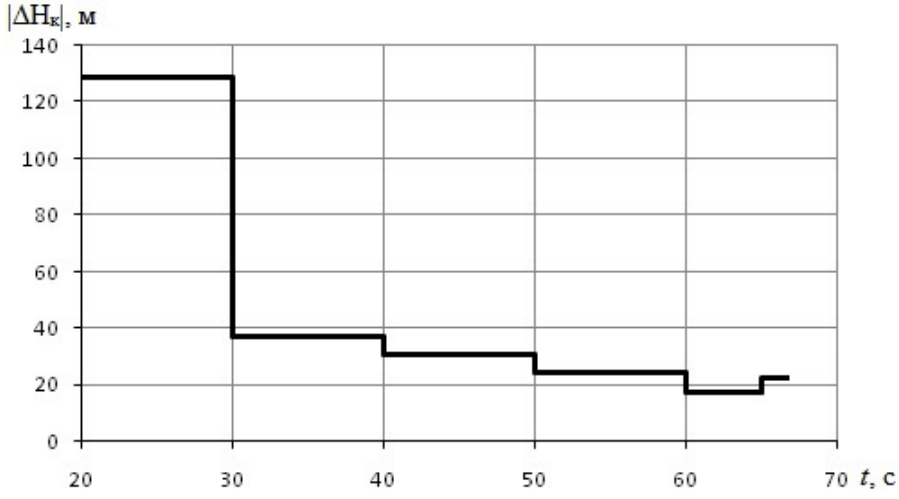


Рис. 2. Значение $|\Delta H_к|$ при $\xi = -5{,}5$ после коррекции

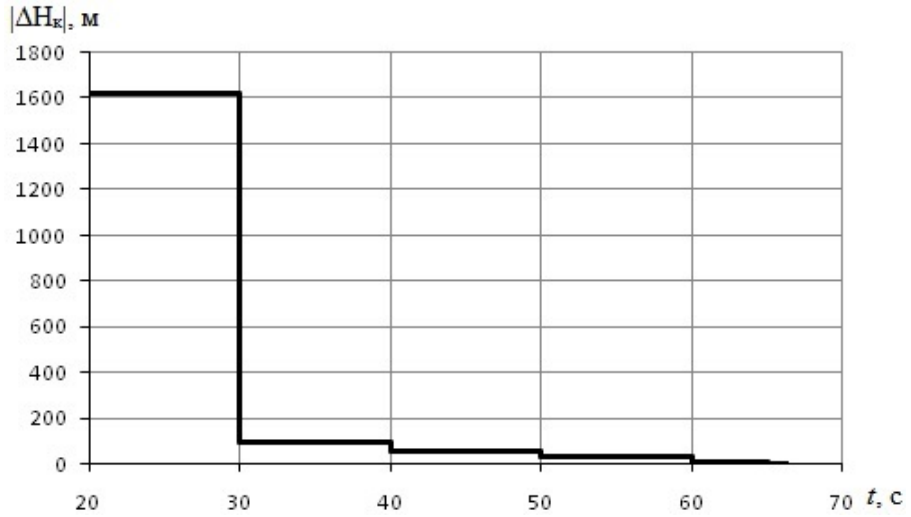


Рис. 3. Значение $|\Delta H_к|$ до коррекции при $\xi = 5{,}5$

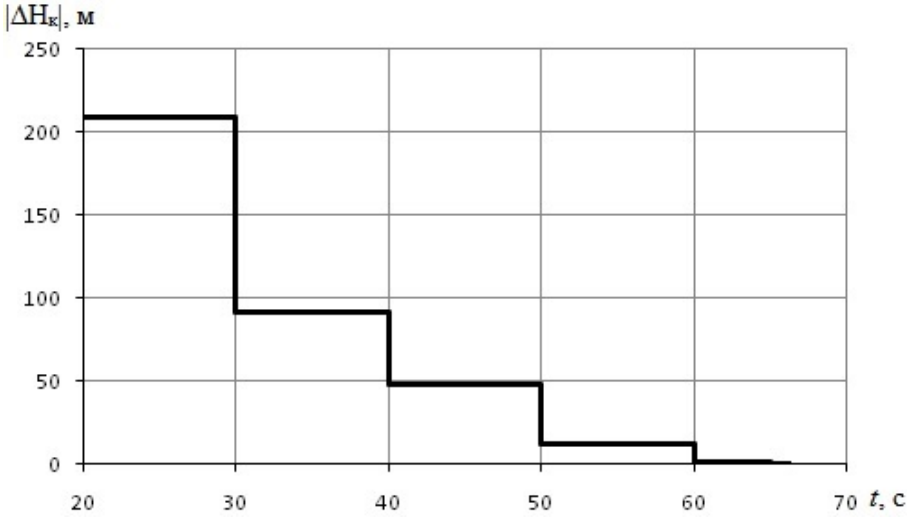
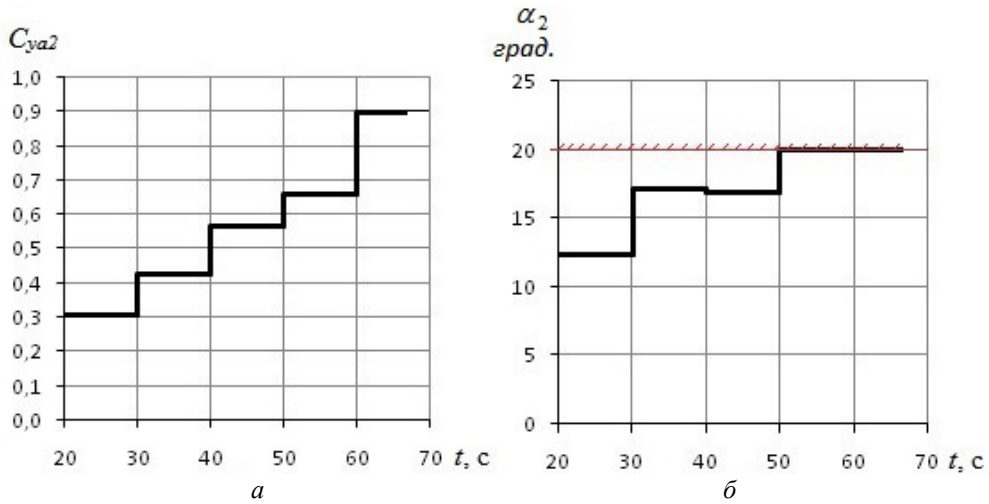


Рис. 4. Значение $|\Delta H_к|$ при $\xi = 5{,}5$ после коррекции



а *б*

Рис. 5. Командные значения $C_{уа2}$ и α_2 после одной итерации при $\xi = -5{,}5$:
а – коэффициент $C_{уа2}$; б – угол α_2;
– ограничение по углу атаки

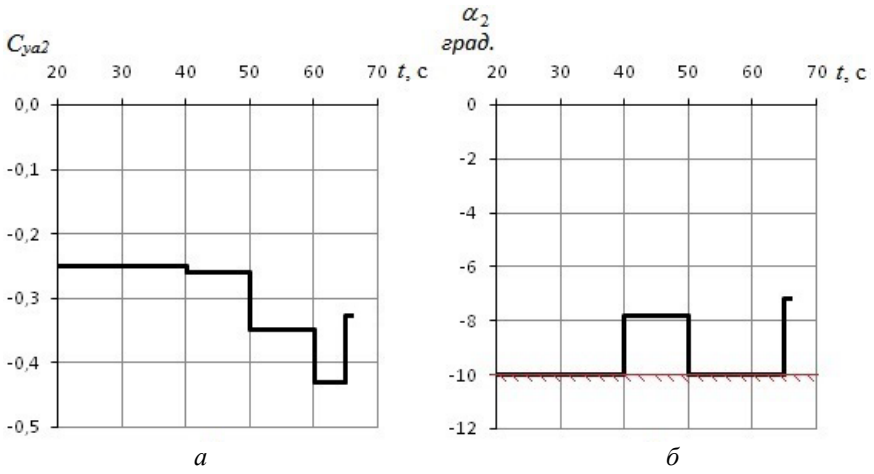


Рис. 6. Командные значения C_{ya2} и α_2 после одной итерации при ξ = 5,5:
а – коэффициент C_{ya2}; б – угол α_2;
– ограничение по углу атаки

Из рис. 1 – 4 следует, что алгоритм работоспособен, поскольку на каждом шаге управления происходит уменьшение прогнозируемого отклонения конечной высоты от заданного значения за счёт коррекции коэффициента подъёмной силы C_{ya2}.

На рис. 5, 6 показаны командные значения коэффициента подъёмной силы C_{ya2} и соответствующие ему углы атаки α_2.

Из рис. 5, 6 следует, как и отмечалось выше, что командные значения коэффициента подъёмной силы C_{ya2} увеличиваются при «разреженной» атмосфере (рис. 5, ξ = –5,5) и уменьшаются при «плотной» атмосфере (рис. 6, ξ = 5,5). Однако на некоторых шагах углы атаки α_2, соответствующие полученным согласно пункту 2 алгоритма терминального управления командным значениям коэффициента подъёмной силы C_{ya2}, выходят на ограничение, как при ξ = –5,5 (рис. 5, *б*), так и при ξ = 5,5 (рис. 6, *б*). Это объясняется тем, что прогнозируемые отклонения высоты слишком «велики» для имеющихся ограниченных величинами $\alpha_{\min}$ или $\alpha_{\max}$ возможностей по изменению коэффициента подъёмной силы C_{ya2}.

Поэтому на втором этапе оценки эффективности алгоритма на шаге управления проводилось несколько итераций для определения командного значения коэффициента подъёмной силы C_{ya2}. Число итераций определялось достижением заданного значения отклонения конечной высоты, которое было принято равным 1 м.

Результаты проведённого моделирования приведены на рис. 7 – 12.

На рис. 7 – 10 показаны отклонения регулируемой фазовой координаты – конечного значения высоты. На рис. 11, 12 показаны командные значения коэффициента подъёмной силы C_{ya2} и соответствующие ему углы атаки α_2. На рис. 13 приведено число итераций при определении командного значения коэффициента подъёмной силы C_{ya2} на шагах управления.

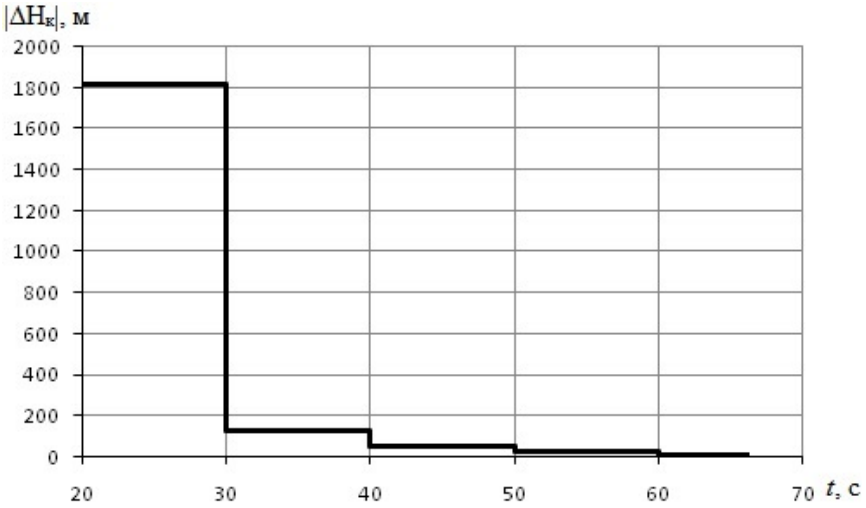


Рис. 7. Значение $|\Delta H_к|$ до первой итерации при $\xi = -5{,}5$

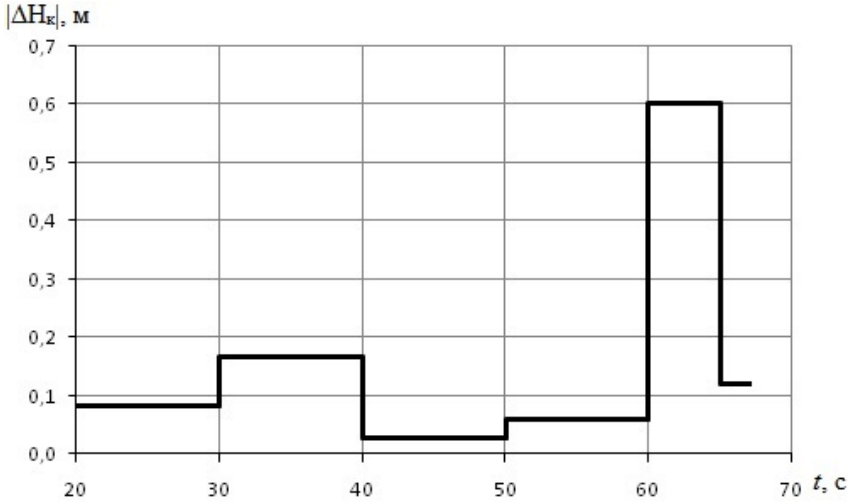


Рис. 8. Значение $|\Delta H_к|$ после последней итерации при $\xi = -5{,}5$

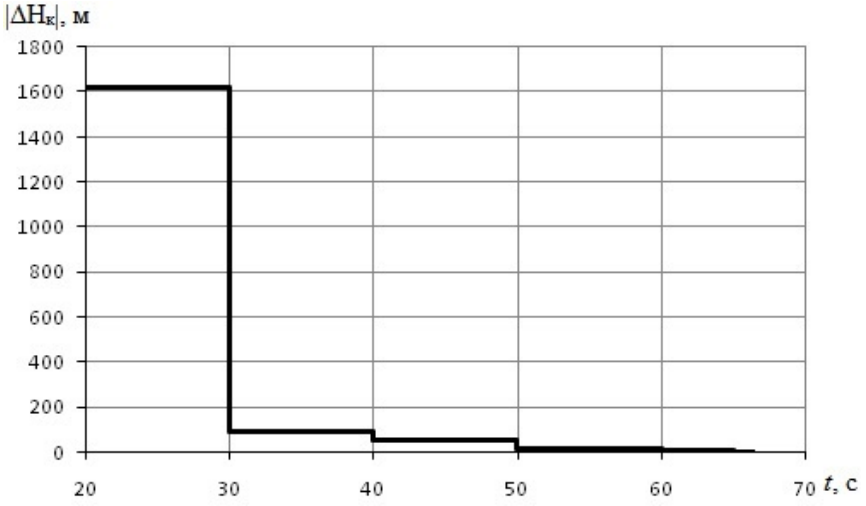


Рис. 9. Значение $|\Delta H_к|$ до первой итерации при $\xi = 5{,}5$

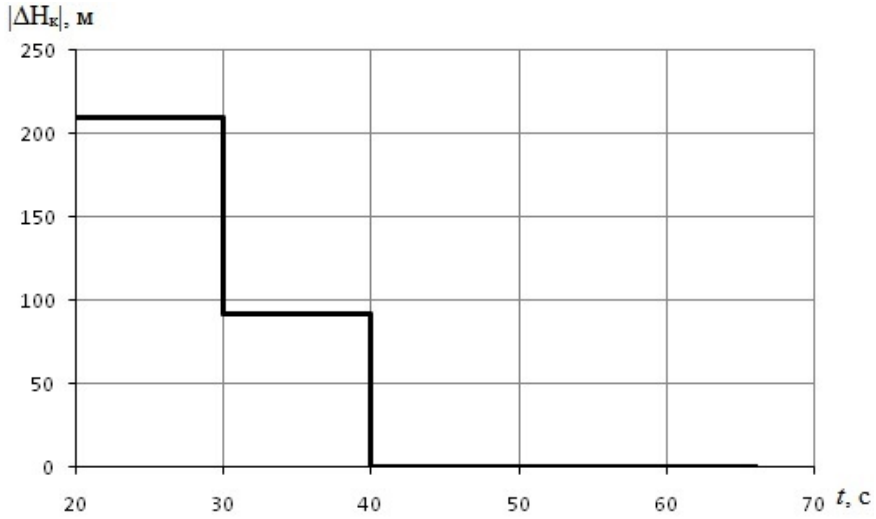
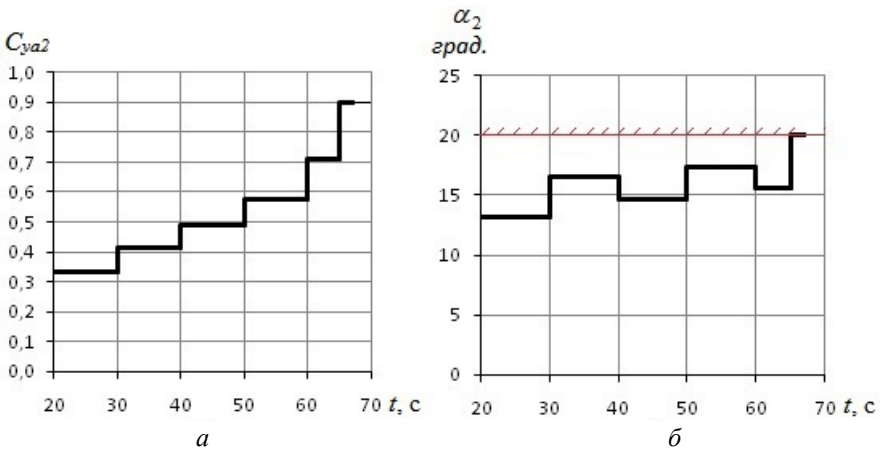
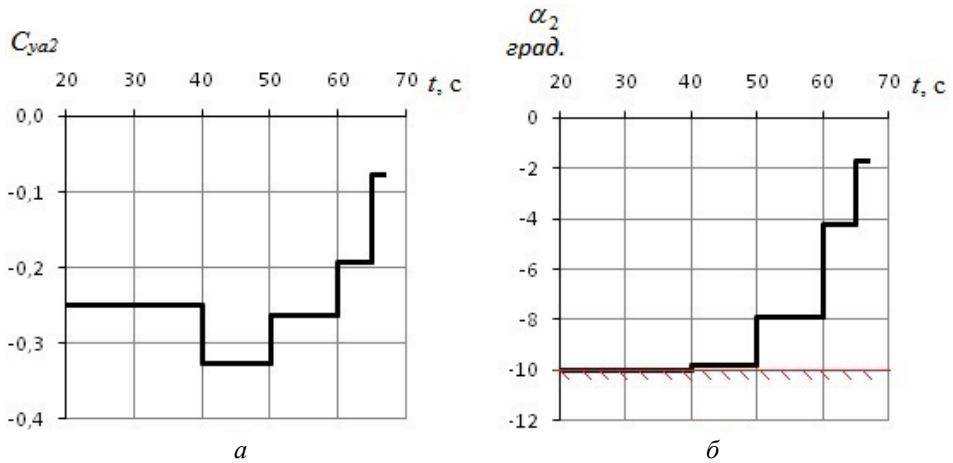


Рис. 10. Значение $|\Delta H_к|$ после последней итерации при $\xi = 5{,}5$



а *б*

Рис. 11. Командные значения C_{ya2} и α_2 после нескольких итераций при $\xi = -5{,}5$:
а – коэффициент C_{ya2}; б – угол α_2;
– ограничение по углу атаки



а *б*

Рис. 12. Командные значения C_{ya2} и α_2 после нескольких итераций при $\xi = 5{,}5$:
а – коэффициент C_{ya2}; б – угол α_2;
– ограничение по углу атаки

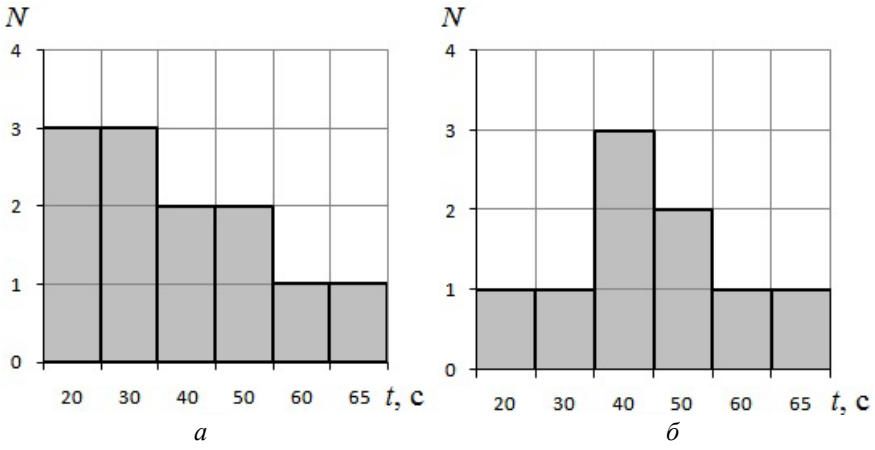


Рис. 13. Количество итераций при коррекции: а – ξ = –5,5; б – ξ = 5,5

При ξ = –5,5 происходит значительное уменьшение прогнозируемого отклонения конечной высоты (рис. 8) за счёт проведения нескольких итераций на первых четырёх шагах управления (рис. 13, *а*). Значение угла атаки α_2 и соответствующее ему командное значение коэффициента подъёмной силы C_{ya2} выходят на ограничение только на последнем шаге управления (рис. 11).

При ξ = 5,5 на первых двух шагах управления значение угла атаки α_2 и соответствующее ему командное значение коэффициента подъёмной силы C_{ya2} при первой же итерации выходят на ограничение (рис. 12). Поэтому на этих шагах управления прогнозируемое отклонение конечной высоты остаётся значительным (рис.10). На следующих шагах управления происходит значительное уменьшение прогнозируемого отклонения конечной высоты (рис. 10) за счёт проведения нескольких итераций (рис. 13, *б*).

Заключение

Разработанный алгоритм терминального управления с несколькими итерациями на шаге коррекции позволяет уменьшить прогнозируемое отклонение конечной высоты до 1 м.

В случае предельно «разреженной» атмосферы при номинальной программе управления имеется недостаток высоты при избытке скорости. При терминальном управлении отклонения конечной высоты уменьшаются за счёт увеличения командного коэффициента подъёмной силы. По сути, происходит перевод кинетической энергии ЛА в потенциальную. В конце траектории полёта из-за снижения управляемости ЛА в разреженных слоях атмосферы командное значение коэффициента подъёмной силы выходит на ограничение, определяемое максимальным углом атаки $\alpha_{\max}$. Прогнозируемые отклонения конечной скорости уменьшаются до величины нескольких метров.

В случае предельно «плотной» атмосферы при номинальной программе управления имеется избыток высоты при недостатке скорости. При терминальном управлении отклонения конечной высоты уменьшаются за счёт отрицательного командного коэффициента подъёмной силы. В начале траектории командное значение коэффициента подъёмной силы выходит на ограничение из-за достаточно «жёсткого» по сравнению с максимальным ($\alpha_{\max} = 20°$) ограничения на минимальное значение угла атаки ($\alpha_{\min} = -10°$). Прогнозируемое отклонение конечной скорости снижается до –25 м/с. Дальнейшее увеличение конечной скорости ЛА невозможно, поскольку заданное конечное значение скорости $V_к$* определено для минимального лобового сопротивления, а при командном управлении лобовое сопротивление увеличивается.

Возможным совершенствованием алгоритма терминального управления является придание ему адаптивных свойств, а именно: коррекция коэффициента подъёмной силы для уменьшения отклонения конечной высоты при достижении заданного конечного значения угла наклона траектории $\theta_к$* или для уменьшения отклонения конечного угла наклона траектории при достижении заданного конечного значения высоты $h_к$*.

Библиографический список

1. Young D.A., Olds J.R. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation // 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference (May 2005, Capua, Italy). 23 p. http://hdl.handle.net/1853/8372. DOI:10.2514/6.2005-3241

2. Urschel P.H., Cox T.H. Launch Condition Deviations of Reusable Launch Vehicle Simulations in Exo-Atmospheric Zoom Climbs // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit (August 2003, Austin, United States). DOI: 10.2514/6.2003-5544

3. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1996. 214 с.

4. Hague C.N., Siegenthaler E., Rothman J. Enabling responsive space: F-15 microsatellite launch vehicle // Aerospace Conference Proceedings. 2003. V. 6. P. 2703-2708. DOI: 10.1109/AERO.2003.1235195

5. Балашов В.В., Бузулуков В.М., Давидсон Б.Х., Смирнов А.В. Возможности использования сверхзвуковых самолётов-носителей для запуска малых, мини- и микроспутников // Тезисы докладов XXXVIII чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Калуга: Государственный музей истории космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2003. С. 61-63.

6. Балакин В.Л., Потапов В.И. Номинальная программа управления движением сверхзвукового самолёта-носителя // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 6 (30). С. 15-21.

7. Потапов В.И. Программы управления и траектории движения сверхзвуковой первой ступени авиационно-космической системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2010. № 1 (21). С. 75-83.

8. Школьный Е.П., Майборода А. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов. Л.: Гидрометеоиздат, 1973. 308 с.

Информация об авторах

Балакин Виктор Леонидович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: balakin@ssau.ru. Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов.

Ковалев Андрей Викторович, магистрант, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. Область научных интересов: динамика и управление движением летательных аппаратов.

TERMINAL CONTROL OF AEROSPACE SYSTEM SUBHYPERSONIC FIRST STAGE

© 2016 V. L. Balakin, A. V. Kovalyov

Samara National Research University, Samara, Russian Federation

The problem of forming command control of the subhypersonic first stage of an aerospace system in climb is considered. Passive motion of spacecraft in conditions of maximum atmospheric density disturbance is analyzed. Achieving the prescribed value of the angle of climb is the terminal motion condition. Terminal height is a controlled value. An algorithm of terminal control for the formation of command value of aerodynamic lift coefficient is proposed. The Newton method with one or more iterations at the correction step is used in determining command control. The serviceability and efficiency of the algorithm compensating the influence of variations of atmospheric density on the preset terminal altitude condition of spacecraft motion are analyzed. The results of simulating spacecraft motion with terminal control for maximally «rarefied» and maximally «dense» atmosphere are discussed. Possible improvement of the terminal control algorithm is suggested.

Aerospace system, subhypersonic first stage, space vehicle, terminal control, algorithm, lift coefficient, angle of attack, atmospheric density disturbance.

References

1. Young D.A., Olds J.R. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation. *13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference (May 2005, Capua, Italy)*. 23 p. Available at: http://hdl.handle.net/1853/8372. DOI:10.2514/6.2005-3241.

2. Urschel P.H., Cox T.H. Launch Condition Deviations of Reusable Launch Vehicle Simulations in Exo-Atmospheric Zoom Climbs. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit (August 2003, Austin, United States)*. DOI: 10.2514/6.2003-5544

3. Nechaev Yu.N. *Silovye ustanovki giperzvukovykh i vozdushno-kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Power plants of hypersonic and space-air vehicles] Moscow: Akademiya Kosmonavtiki im. K.E. Tsiolkovskogo Publ., 1996. 214 p.

4. Hague C.N., Siegenthaler E., Rothman J. Enabling responsive space: F-15 microsatellite launch vehicle. *Aerospace Conference Proceedings*. 2003. V. 6. P. 2703-2708. DOI: 10.1109/AERO.2003.1235195

5. Balashov V.V., Buzulukov V.M., Davidson B.Kh., Smirnov A.V. Vozmozhnosti ispol'zovaniya sverkhzvukovykh samoletov-nositeley dlya zapuska malykh, mini- i mikrosputnikov. *Tezisy dokladov XXXVIII chteniy, posvyashchennykh razrabotke nauchnogo naslediya i razvitiyu idey K.E. Tsiolkovskogo*. Kaluga: Gosudarstvennyy muzey istorii kosmonavtiki im. K.E. Tsiolkovskogo Publ., 2003. P. 61-63. (In Russ.)

6. Balakin V.L., Potapov V.I. Nominal motion control program in a supersonic carrier aircraft. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 6 (30). P. 15-21. (In Russ.)

7. Potapov V.I. Control programs and motion trajectories of hypersonic first stage of an aerospace system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2010. No. 1 (21). P. 75-83. (In Russ.)

8. Shkol'nyy E.P., Mayboroda A. *Atmosfera i upravlenie dvizheniem letatel'nykh apparatov* [Atmosphere and aircraft motion control]. Leningrad: Gidrometeoizdat Publ., 1973. 308 p.

Citation: Balakin V.L., Kovalyov A.V. Terminal control of aerospace system subhypersonic first stage. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 9-21. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-9-21

About the authors

Balakin Victor Leonidovich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Automatic Systems of Power Plants, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: balakin@ssau.ru. Area of Research: flying vehicle dynamics and motion control.

Kovalyov Andrei Viktorovich, postgraduate student, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. Area of Research: flying vehicle dynamics and motion control.

УДК 681.7.069.32 +629.78 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-22-29*

КШМСА – КОМПЛЕКС ШИРОКОЗАХВАТНОЙ МУЛЬТИСПЕКТРАЛЬНОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «РЕСУРС-П»

© 2016 А. И. Бакланов, А. Н. Афонин, В. Д. Блинов, А. С. Забиякин

Филиал акционерного общества «Ракетно-космический центр «Прогресс» – Научно-производственное предприятие «Оптико-электронные комплексы и системы», г. Москва

В статье рассмотрен комплекс широкозахватной мультиспектральной аппаратуры (КШМСА), установленный на космическом аппарате «Ресурс-П». Представлены основные технические характеристики. В состав комплекса входят камера высокого разрешения (ШМСА-ВР), камера среднего разрешения (ШМСА-СР) и блок управления. В обоих камерах реализованы шесть спектральных каналов – панхроматический и пять мультиспектральных в видимом и ближнем инфракрасном диапазоне спектра. Отличительными особенностями КШМСА является использование светосильных объективов и единого линейного ПЗС фотоприёмника с большой длиной строки. Использование единого фотоприёмника обеспечивает бесшовное изображение и высокую геометрическую точность. Высокое качество получаемых изображений позволяет использовать КШМСА для решения широкого круга задач: создание и обновление топографических карт; мониторинг сельскохозяйственных и лесных угодий; выявление очагов лесных пожаров; мониторинг паводкоопасных регионов и др. В статье представлены примеры снимков КШМСА и перспективы модернизации аппаратуры.

Аппаратура дистанционного зондирования Земли, аппаратура наблюдения Земли, мультиспектральная аппаратура, оптико-электронная аппаратура космических аппаратов.

В составе полезной нагрузки космических аппаратов (КА) «Ресурс-П» №1 и №2 используется комплекс широкозахватной мультиспектральной съёмочной аппаратуры – КШМСА, разработанный в филиале АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС». Комплекс состоит из двух оптико-электронных камер высокого (ШМСА-ВР) и среднего (ШМСА-СР) разрешения, работа которых может осуществляться как вместе, так и автономно под контролем единой системы (блока) управления. Внешний вид камер представлен на рис. 1.

Камеры обеспечивают одновременно панхроматическую и мультиспектральную съёмку в полосе захвата 96 км (ШМСА-ВР) и 480 км (ШМСА-СР) с высоты орбиты 475 км. В панхроматическом (ПХ) канале (0,43÷0,70 мкм) камеры высокого разрешения проекция пикселя составляет 12 м, а в пяти мультиспектральных (МС) каналах (0,43 ÷ 0,51 мкм; 0,51 ÷ 0,58 мкм; 0,60 ÷ 0,70 мкм; 0,70 ÷ 0,90 мкм; 0,80 ÷ 0,90 мкм) проекция пикселя составляет 24 м. Пространственное разрешение камеры среднего разрешения в пять раз меньше, чем ШМСА-ВР, и составляет 60 и 120 м соответственно. Конструктивно аппаратура КШМСА представляет собой две камеры и блок управления, расположенные на одном основании. Электроника камер практически полностью унифицирована. Они отличаются только объективами и управляющими программами.

В камере ШМСА-ВР используется объектив П-200 с фокусным расстоянием 200 мм и относительным отверстием 1:3, а в камере ШМСА-СР – объектив ТМ-40 с фокусным расстоянием 40 мм и относительным отверстием 1:4.

Цитирование: Бакланов А.И., Афонин А.Н., Блинов В.Д., Забиякин А.С. КШМСА – комплекс широкозахватной мультиспектральной аппаратуры космического аппарата «Ресурс-П» // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 22-29. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-22-29

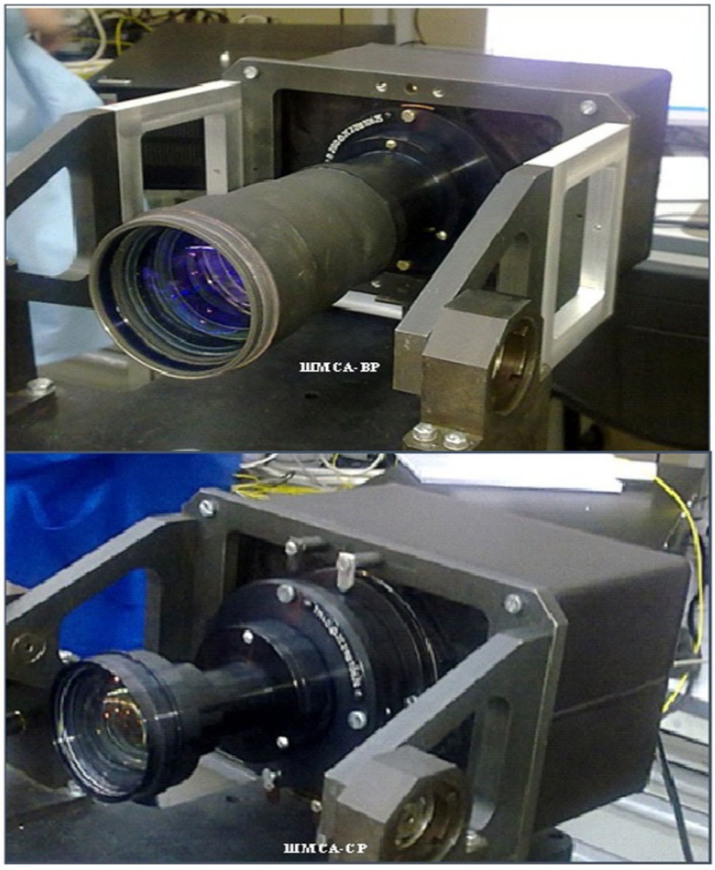


Рис. 1. Камеры КШМСА на стенде оптотехнических испытаний

Объективы ТМ-40 и П-200 были разработаны и изготовлены в ОАО «ЛЗОС» специально для использования в оптико-электронных камерах КШМСА космического аппарата «Ресурс-П» и обладают хорошими стабильными термобарическими характеристиками.

Электроника камер ШМСА-ВР и ШМСА-СР позволяет осуществлять по каждому спектральному каналу гибкое управление в широком диапазоне времён экспозиции и частот строк, адаптируясь к изменяющимся условиям освещённости, изменению дальности и скорости сканирования при кренах КА во время съёмки. В аппаратуре ШМСА-ВР частота строк может изменяться в диапазоне 184÷800 Гц в панхроматическом канале и 92÷400 Гц – в мультиспектральных каналах. В аппаратуре ШМСА-СР частота строк может изменяться в диапазоне 36,8÷160 Гц в панхроматическом канале и 18,4÷80 Гц – в мультиспектральных каналах. Управление временем экспозиции осуществляется за счёт использования электронного затвора в диапазоне 0,007÷1 периода строки – для панхроматического канала и 0,05÷1 периода строки – для мультиспектральных каналов.

В качестве фотоприёмников в аппаратуре используются линейки приборов с зарядовой связью (ПЗС) с длиной строки 8 тысяч пикселей для панхроматического канала и 4 тысячи пикселей для каждого из пяти мультиспектральных каналов. Каналы видимого и ближнего инфракрасного диапазона конструктивно несколько разнесены по пространству. На выход камер с каждого спектрального канала поступает 12-разрядная видеоинформация в сопровождении бортовой шкалы времени (БШВ), соответствующей времени съёмки каждой строки, а также другой полезной служебной информации. Для передачи данных в бортовое запоминающее устройство в камерах используется опти-

ко-волоконный интерфейс, унифицированный с другими инструментами («Геотон» и ГСА) КА «Ресурс-П» и способный передавать до 960 Мбит/с по одной линии. Масса комплекса КШМСА равна 19,7 кг. Максимальное энергопотребление составляет 41 Вт.

Характеристики комплекса широкозахватной мультиспектральной аппаратуры приведены в табл. 1.

Таблица 1. Характеристики КШМСА

Параметр	Значение параметра	
	ШМСА-СР	ШМСА-ВР
Высота орбиты, км	475	
Разрешение, м (ПХ/МС)	60/120	12 / 24
Полоса захвата, км	480	96
Фокусное расстояние объектива, мм	40	200
Количество элементов (ПХ/МС)	8000 / 4000	
Разрядность квантования, бит	12	
Спектральные диапазоны, мкм	0.43÷0.70 (ПХ) 0.43÷0.51 (B), 0.51÷0.58(G), 0.60÷0.70 (R), 0.70÷0.90 (IR1) 0.80÷0.90 (IR2)	
Интерфейс передачи данных	Волоконно-оптический	
Интерфейс управления	МПИ, ГОСТ Р 52070-2003	
Масса, кг	19.7	
Габариты, мм	494 X 260 X 500	
Энергопотребление, Вт	41	

Камеры ШМСА-ВР и ШМСА-СР осуществляют съёмку в режиме сканирования «pushbroom», использующем движение КА для обеспечения развёртки по одной из координат. Электронная развёртка по второй координате обеспечивается применением многоэлементных линейных фотоприёмников на ПЗС.

На рис. 2 представлены схемы расположения проекций элементов линеек фоточувствительного прибора с зарядовой связью (ФПЗС) различных спектральных каналов относительно друг друга в каждой камере, камер ШМСА-ВР и ШМСА-СР относительно друг друга и относительно направления движения изображения. Расстояния на схеме приведены для высоты 475 км.

В настоящее время перед аппаратурой дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) ставится задача служить средством измерения, в частности, в части радиометрических характеристик подстилающей поверхности.

Согласно [1] непосредственно измеряемой величиной в части радиометрических измерений является эффективная энергетическая яркость $L_{ЭФФ}$ (ЭЭЯ):

$$L_{ЭФФ} = \int_0^\infty L(\lambda)\, S(\lambda)\, d\lambda ,$$

где $L(\lambda)$ – спектральная плотность энергетической яркости (СПЭЯ) наблюдаемого объекта; $S(\lambda)$ – относительная спектральная чувствительность камер КШМСА.

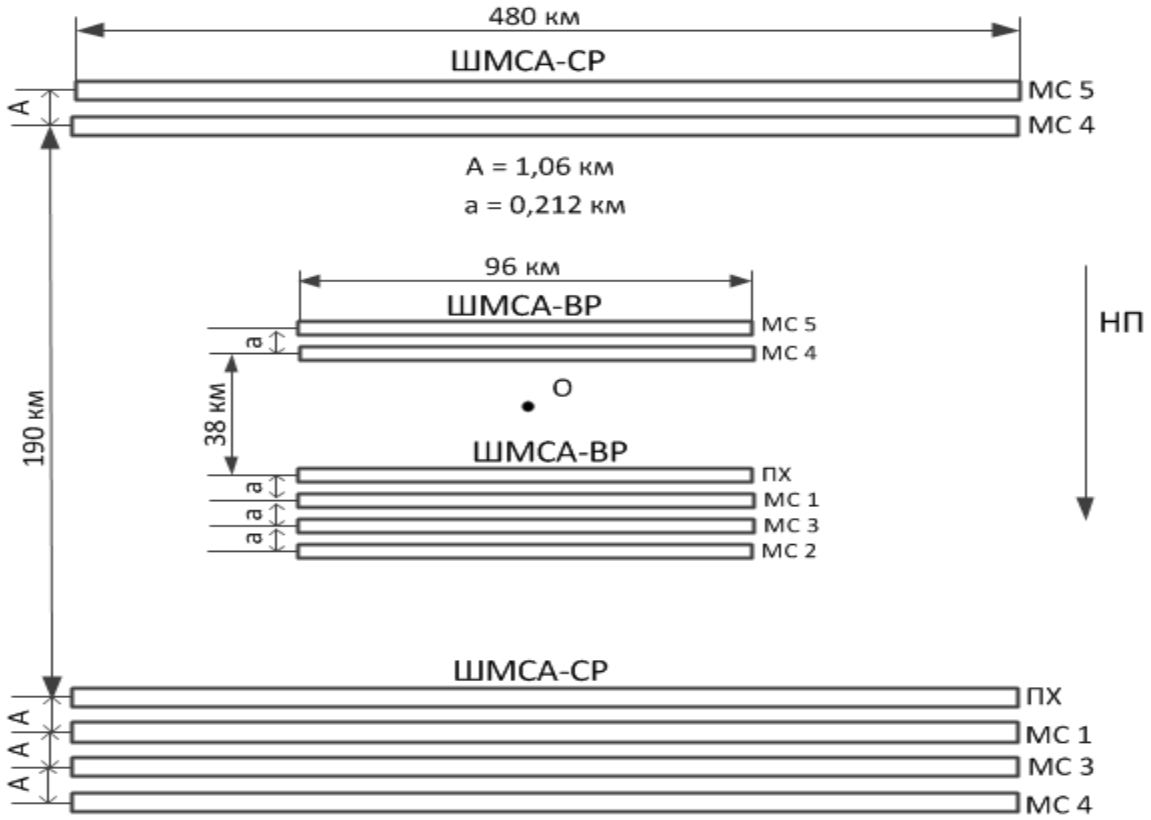


Рис. 2. Схема расположения проекций на местность элементов линеек ФПЗС камер ШМСА-ВР и ШМСА-СР относительно друг друга и относительно направления полёта КА

В процессе изготовления камеры ШМСА-ВР и ШМСА-СР проходят в НПП «ОПТЭКС» процедуру радиометрической калибровки. Для этого используется аттестованное оборудование: фотометрическая сфера и спектрометр.

В процессе калибровки камер определяется интегральная чувствительность $S_{ИНТ_i}$ каждого из шести спектральных каналов камер ШМСА-ВР и ШМСА-СР, значения которой заносятся в радиометрический формуляр КШМСА:

$$S_{ИНТ_i} = \frac{U_{ВЫХ_i}}{L_{ЭФФ}},$$

где $U_{ВЫХ_i}$ – усреднённый по элементам линеек выходной сигнал *i*-го спектрального канала в уровнях аналого-цифрового преобразователя; $L_{ЭФФ}$ – усреднённое по полю зрения камеры входное значение ЭЭЯ.

Основной вклад в погрешность определения $S_{ИНТ_i}$ вносит неопределённость относительной спектральной чувствительности камер КШМСА. Использование рассчитанной спектральной чувствительности по спектральным характеристикам пропускания объектива, спектральным характеристикам применяемых в камерах светофильтров и спектральным характеристикам линеек ФПЗС может давать ошибку до 20 % по сравнению с непосредственно измеренными значениями относительной спектральной чувствительности камер КШМСА.

Полученные в процессе радиометрической калибровки значения $S_{\text{инт}_i}$ для каждого спектрального канала камер КШМСА используются в процессе эксплуатации для расчёта времени экспозиции с целью получения качественных изображений с высоким уровнем видео-

сигнала и, соответственно, высоким уровнем отношения сигнал/шум. Для аппаратуры КШМСА разработана методика расчёта времени экспозиции по исходным данным, включающим в себя угол Солнца, углы съёмки и альбедо подстилающей поверхности. Методика прошла отработку в процессе эксплуатации КШМСА в составе КА «Ресурс-П» №1.

Была проведена работа в части улучшения радиометрического разрешения камер – минимального приращения входной величины, которое может регистрироваться аппаратурой. За счёт применения соответствующих схемотехнических и конструктивных решений среднее квадратическое отклонение шума выходного темнового сигнала удалось снизить до 1 уровня 12-разрядного АЦП и получить, таким образом, 12-разрядное радиометрическое разрешение.

По своим характеристикам обе мультиспектральные широкозахватные камеры ориентированы на проведение наблюдений и получение информации о подстилающей поверхности Земли в интересах сельского хозяйства, землепользования, контроля состояния лесных и водных ресурсов, картографирования пахотных земель, составления прогнозов урожайности. Кроме того, оперативные данные КШМСА окажут пользу при мониторинге районов чрезвычайных ситуаций. Данные ШМСА-СР обзорного характера подходят для контроля районов лесных и степных пожаров, а также окажутся полезными для метеорологии, определения границ снежного и ледового покрова, развития процессов вегетации. За полтора года работы в составе КА «Ресурс-П» №1 отсняты десятки миллионов квадратных километров суши и морских акваторий.

На рис. 3 показан фрагмент снимка камеры ШМСА-СР – пожар в районе р. Вилюй (Республика Саха, Якутия). На рис. 4 показан фрагмент снимка камеры ШМСА-ВР – вулкан Шивелуч, Камчатка.

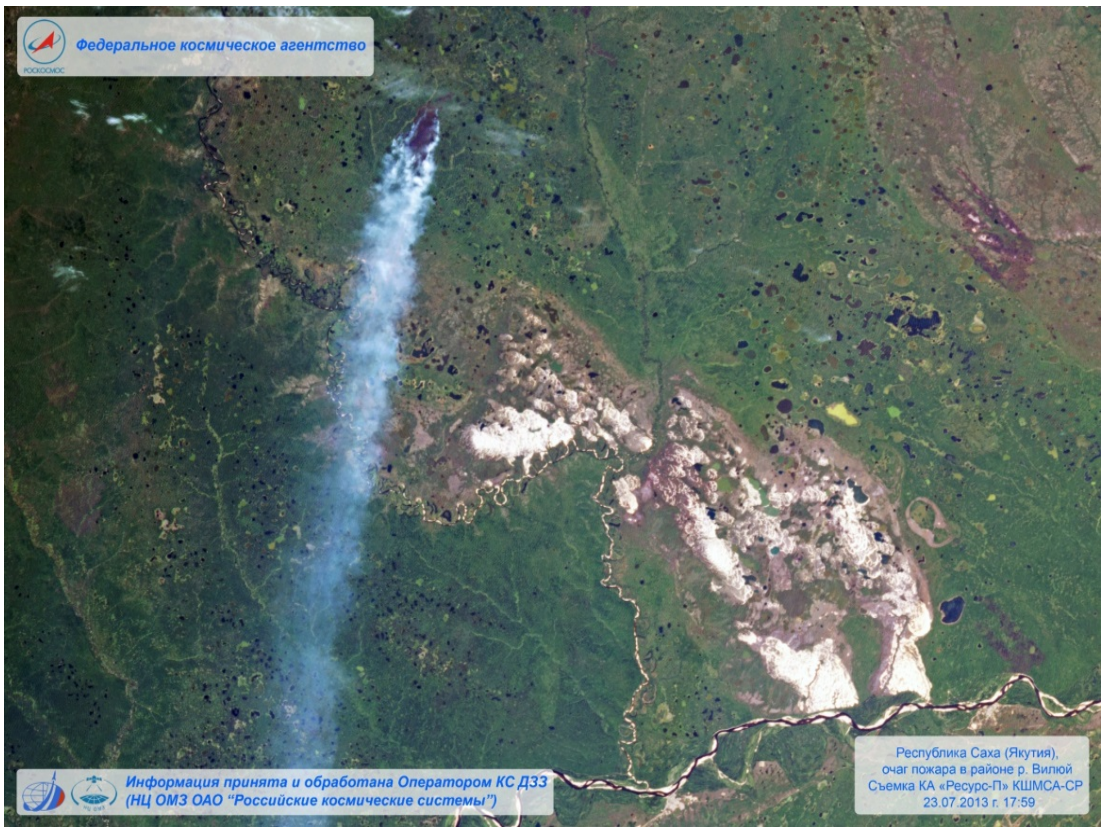


Рис. 3. Фрагмент снимка камеры ШМСА-СР, р. Вилюй



Рис. 4. Фрагмент снимка камеры ШМСА-ВР, вулкан Шивелуч

Полученный опыт эксплуатации широкозахватного мультиспектрального комплекса позволяет сделать вывод о востребованности информации КШМСА, а опыт её создания и запросов потребителей позволяет определить возможные пути её модернизации.

В частности, на основе разработанных камер ШМСА-ВР рассмотрена возможность построения комплекса, включающего в себя 2–3 такие камеры. Это позволит получить высокопроизводительную обзорную аппаратуру с разрешением порядка 12 м и полосой обзора 190÷300 км. Например, при применении двух камер ШМСА-ВР, установленных на посадочное основание с разворотом на угол 5,8° в разные стороны относительно друг друга в плоскости, перпендикулярной направлению движения, получаем аппаратуру с разрешением 12 м в ПХ и 24 м в МС каналах с полосой захвата порядка 190 км с высоты полёта 475 км.

Опыт эксплуатации камеры ШМСА-ВР показал, что при съёмках максимальное значение времени экспозиции составляет не более половины времени периода строки. Этот факт наряду с большим динамическим диапазоном работы камер позволяет модернизировать КШМСА в сторону использования более длиннофокусной оптики для повышения разрешающей способности камер. При этом не потребуется увеличения светосилы объективов и применения фотоприёмных ПЗС с временной задержкой и накоплением сигнала (ПЗС ВЗН).

Специалистами НПП «ОПТЭКС» и ОАО ЛЗОС проработаны технические аспекты и показана возможность разработки и установки на КШМСА объектива с фокусным расстоянием от 300 до 500 мм для улучшения разрешающей способности до 8 м или даже 5 м. Неизбежное снижение полосы захвата отдельной камеры может быть компенсировано использованием 2–3 однотипных камер.

Библиографический список

1. Панфилов А.С., Гаврилов В.Р., Саприцкий В.И. Условия подготовки и проведения абсолютных радиометрических измерений с помощью оптико-электронной аппаратуры наблюдения Земли // Исследования Земли из космоса. 2014. № 1. С. 85-91. DOI: 10.7868/S0205961414010060

Информация об авторах

Бакланов Александр Иванович, кандидат технических наук, заместитель генерального директора АО «РКЦ «Прогресс» – директор филиала – главный конструктор НПП «ОПТЭКС, г. Москва. E-mail: optecs@mail.ru. Область научных интересов: проектирование оптико-электронных приборов, датчиков и систем для дистанционного зондирования и наблюдения Земли из космоса.

Афонин Андрей Николаевич, заместитель начальника научно-технического комплекса, филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», г. Москва. E-mail: optecs@mail.ru. Область научных интересов: проектирование оптико-электронной аппаратуры, цифровая и аналоговая схемотехника.

Блинов Валентин Дмитриевич, начальник отделения, филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», г. Москва. E-mail: optecs@mail.ru. Область научных интересов: цифровая обработка изображений, методы обработки данных дистанционного зондирования Земли, проектирование целевой аппаратуры дистанционного зондирования Земли.

Забиякин Александр Сергеевич, начальник научно-технического комплекса – заместитель главного конструктора, филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», г. Москва. E-mail: optecs@mail.ru. Область научных интересов: проектирование оптико-электронной аппаратуры дистанционного зондирования Земли, проектирование звёздных и солнечных датчиков.

CWSME – COMPLEX OF WIDE-SWATH MULTISPECTRAL EQUIPMENT FOR THE «RESOURCE-P» SPACECRAFT

© 2016 A. I. Baklanov, A. N. Afonin, V. D. Blinov, A. S. Zabiyakin

Branch of Space Rocket Center «Progress» – State Research and Production Enterprise «OPTEKS», Moscow, Russian Federation

A complex of wide-swath multispectral equipment CWSME installed on the “Resource-P” spacecraft is discussed in the paper. The complex contains a high resolution camera, a medium resolution camera and a control unit. Each of the two cameras has 6 spectral channels – one panchromatic and five multispectral ones in the visible light and near infrared band. The use of a speed lens and a single linear CCD light sensor with a great line length is the distinguishing feature of the complex. The use of a single light sensor makes possible seamless background and ensures high accuracy. The CWSME can be used for a wide range of purposes: creation and revision of topographic maps; monitoring of agricultural and forest lands; identifying bodies of forest wildfire; monitoring flood hazard areas etc. Examples of CWSME shots and prospects of equipment modernization are presented in the paper.

Remote sensing, Earth observation instruments, multispectral equipment, spacecraft optical-electronic equipment.

Citation: Baklanov A.I., Afonin A.N., Blinov V.D., Zabiyakin A.S. CWSME – complex of wide-swath multispectral equipment for the «Resource-P» spacecraft. *Vestnik of the Samara State Aerospace University.* 2016. V. 15, no. 2. P. 22-29. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-22-29

References

1. Panfilov A.S., Gavrilov V.R., Sapritsky V.I. Framework for preparing and performing absolute radiometric measurements using electrooptical instruments for the earth observations. *Izvestiya, Atmospheric and Oceanic Physics*. 2014. V. 50, Iss. 9. P. 1020-1025. DOI: 10.1134/S0001433814090163

About the authors

Baklanov, Alexander Ivanovich, Candidate of Science (Engineering), Deputy General Director of Corporation Space Rocket Center «Progress» – Branch Director – Chief Designer of Research and Production Enterprise «OPTECS», Moscow, Russian Federation. E-mail: optecs@mail.ru. Area of Research: design of optoelectronic devices, sensors and systems for Earth remote sensing and observation from space.

Afonin Andrey Nikolaevich, Deputy Head of Scientific and Technical Complex, Branch of Corporation Space Rocket Center «Progress» – Research and Production Enterprise «OPTECS», Moscow, Russian Federation. E-mail: optecs@mail.ru. Area of Research: design of optical and electronic instruments, digital and analog circuitry.

Blinov Valentin Dmitrievich, Head of Division, Branch of Corporation Space Rocket Center «Progress» – Research and Production Enterprise «OPTECS», Moscow, Russian Federation. E -mail: optecs@mail.ru. Area of Research: digital image processing, methods of remote sensing data processing, designing special-purpose remote sensing equipment.

Zabiyakin Alexander Sergeevich, Head of Scientific and Technical Complex – Deputy Chief Designer, Branch of Corporation Space Rocket Center «Progress» – Research and Production Enterprise «OPTECS», Moscow, Russian Federation. E-mail: optecs@mail.ru. Area of Research: design of optical-electronic equipment of remote sensing, design of star trackers and solar sensors.

УДК 681.7.069.32+629.78 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-30-35*

АППАРАТУРА ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «РЕСУРС-ПМ»

© 2016 А. И. Бакланов, В. Д. Блинов, И. А. Горбунов,
А. С. Забиякин, И. А. Малахов

Филиал акционерного общества «Ракетно-космический центр «Прогресс» –
Научно-производственное предприятие
«Оптико-электронные комплексы и системы», г. Москва

В статье рассмотрена аппаратура для перспективного космического аппарата «Ресурс-ПМ» и представлены её основные технические характеристики. Аппаратура включает в себя оптическую систему, панхроматический и мультиспектральные оптико-электронные преобразователи, запоминающее устройство и блок управления, датчики ориентации по звёздам. В техническом задании к аппаратуре были предъявлены рекордные требования по разрешению, производительности, чувствительности и точности координатной привязки информации. Для реализации этих требований были созданы: новая крупноформатная оптическая система, три типа широкоформатных фотоприёмников, многоканальные интерференционные светофильтры, быстродействующая широкоформатная кадровая матрица для звёздного датчика, новые алгоритмы цифровой обработки и сжатия информации, высокоскоростные интерфейсы передачи данных с оптоволоконными компонентами в космическом исполнении. В конструкции оптической системы применена углепластиковая несущая размеростабильная конструкция, которая в совокупности с облегчёнными зеркалами обеспечили объективу малый вес и высокое качество изображения. Аппаратура позволяет осуществлять съёмку поверхности Земли в панхроматическом и восьми узких спектральных каналах с высоким пространственным разрешением.

Система наблюдения Земли, оптико-электронная камера, фотоприёмное устройство, высокое разрешение.

Принципиально новый космический аппарат (КА) «Ресурс-ПМ» должен прийти на смену хорошо зарекомендовавшему себя КА «Ресурс-П». Постоянно растущие требования к визуальному качеству информации дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и её измерительным свойствам ставят перед разработчиками бортовой аппаратуры сложные конструктивно-технологические задачи, связанные, в первую очередь, с огромной информационной производительностью таких систем.

В рамках ОКР «Прибор-ОЭК» нашим предприятием разработаны СППИ «Степь-29», ЗУ ОЭК, ЗД ОЭК. В состав СППИ входят три блока ОЭП, блок управления и распределения питания, источники питания. СППИ сопрягается с ЗУ ОЭК. Здесь: СППИ – система приёма и преобразования информации; ЗУ – запоминающее устройство; ЗД – звёздный датчик; ОЭК – оптико-электронный комплекс; ОЭП – оптико-электронный преобразователь.

Центральный блок ОЭП-ПХ с суммарной длиной строки 48 тысяч пикселей обеспечивает съёмку в панхроматическом диапазоне 0,5–0,8 мкм. В оптико-электронном преобразователе панхроматического канала применены широкоформатные матричные ПЗС ВЗН «ОЭК-9» с размером фотоприёмного пикселя 9×9 мкм^2 и форматом 6144×128 элемента.

Цитирование: Бакланов А.И., Блинов В.Д., Горбунов И.А., Забиякин А.С., Малахов И.А. Аппаратура высокого разрешения для перспективного космического аппарата «Ресурс-ПМ» // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 30-35. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-30-35

Матрицы имеют переменное число шагов накопления: 128, 96, 64, 48, 32, что позволяет управлять чувствительностью ОЭП и СППИ в широком диапазоне с шагом изменения чувствительности 1,5. В ОЭП-ПХ реализован адаптивный режим работы с автоматическим выбором числа шагов накопления с учетом фактической освещённости фотоприёмников ПЗС. Здесь: ПЗС – прибор с зарядовой связью; ПЗС ВЗП – прибор с зарядовой связью с временной задержкой и накоплением.

В оптико-электронных преобразователях мультиспектральных каналов применены четырёхканальные матричные (фотоприёмные модули) ПЗС ВЗН «ОЭК-Ц» с размером фотоприёмного пикселя в четыре раза больше, чем в панхроматическом канале – 36×36 мкм^2. На одном кристалле матриц ПЗС ВЗН размещены четыре фоточувствительных секции, три из них размером 1536×32 элемента и одна размером 1536×64 элемента с числом шагов накопления 32, 16, 8 и 64, 32, 16 соответственно. Конструкция фотоприёмной ячейки этих матриц обеспечивает расширенный в синюю область диапазон чувствительности. Каждый мультиспектральный ОЭП позволяет получать цифровую видеоинформацию сразу в четырех узких спектральных диапазонах. Конкретные спектральные диапазоны чувствительности задаются четырёхполосными интерференционными светофильтрами на стеклянных подложках, которые устанавливаются перед матрицами ПЗС ВЗН (рис. 1).

Светофильтры, наряду с ПЗС, являются сложнейшим и важнейшим элементом фотоприёмного тракта оптико-электронной аппаратуры. Их разработка и изготовление осуществлялась в ОАО «ЛОМО».

Фрагмент мультиспектрального блока ОЭП с установленными фотоприёмными матрицами ПЗС ВЗН показан на рис. 2. Один из мультиспектральных блоков ОЭП обеспечивает съёмку в спектральных диапазонах: 0,45–0,51 мкм; 0,51–0,58 мкм; 0,63–0,69 мкм; 0,77–0,89 мкм; а другой – в диапазонах 0,40–0,45 мкм; 0,58–0,62 мкм; 0,70–0,74 мкм; 0,86–1,05 мкм.

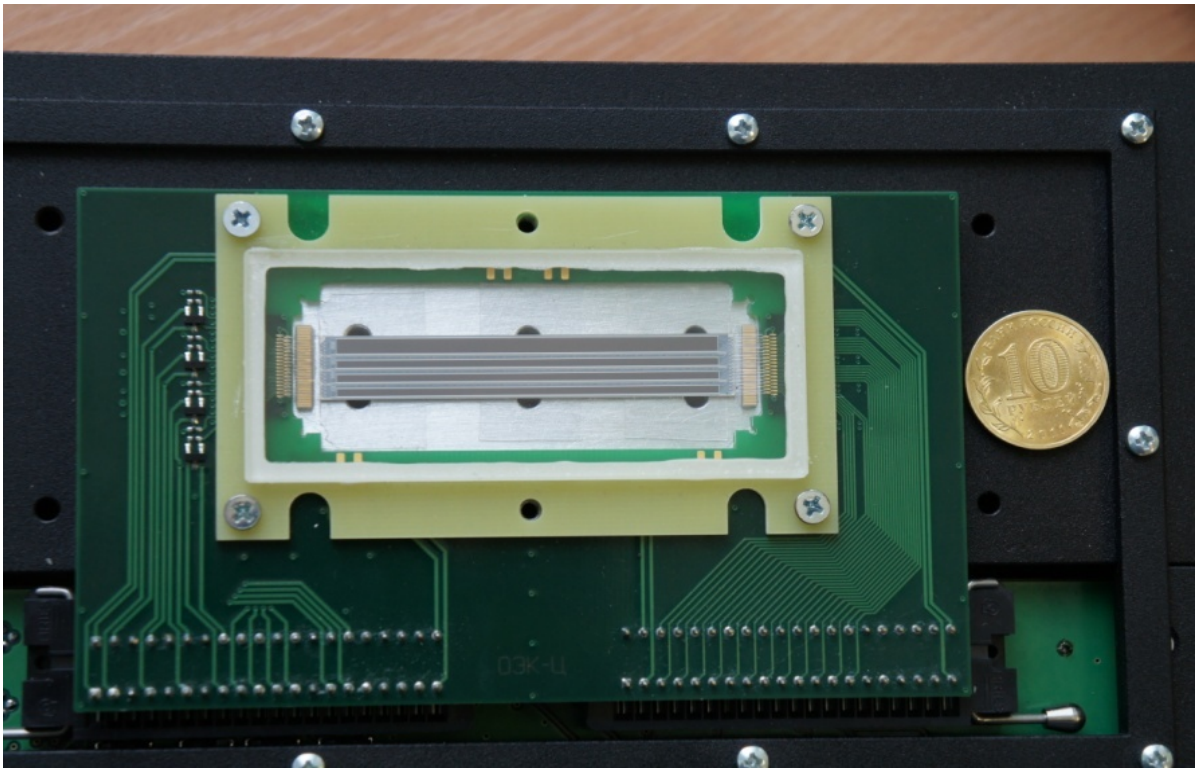


Рис. 1. ФПЗС «ОЭК-Ц» в измерительной таре

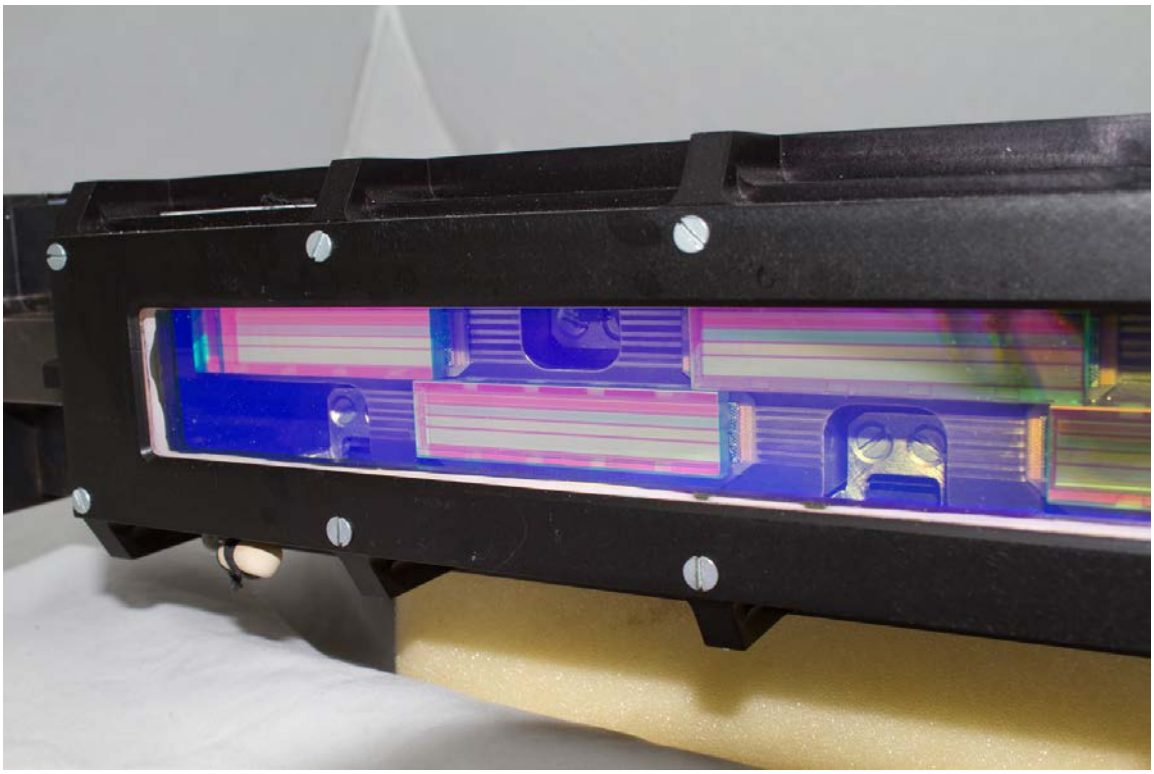


Рис. 2. Фрагмент фотозоны мультиспектрального блока ОЭП

Таблица 1. Характеристики СППИ «Степь-29»

№ п/п	Характеристика	Значение
1	Количество спектральных диапазонов (ПХ + 8 МС)	9
2	Спектральные диапазоны, мкм	0,5-0,8 0,45-0,51 0,51-0,58 0,63-0,69 0,77-0,89 0,40-0,45 0,58-0,62 0,70-0,74 0,86-1,05
3	Максимальное отношение «сигнал/шум»	300 (ПХ) 350 (МС)
4	Размер элемента, мкм	9 (ПХ) 36 (МС)
5	Формат ФПЗС	6144 × 128 (ПХ) 1536 × 32(64) × 4(МС)
6	Число шагов накопления	128, 96, 64, 48, 32 (ПХ) 32, 16, 8, (64, 32, 16) (МС)
7	Количество разрядов АЦП	12
8	Степень сжатия	1-4 бит/пикс (ДИКМ) 0,5-4 бит/пикс (JPEG2000)
9	Максимальный информационный поток, Гбит/с	Не более 7,53 Гбит/с (без сжатия) Не более 3,76 Гбит/с (со сжатием)
10	Ёмкость бортового ЗУ, Гбит	19200 (38400 с хол. рез.)

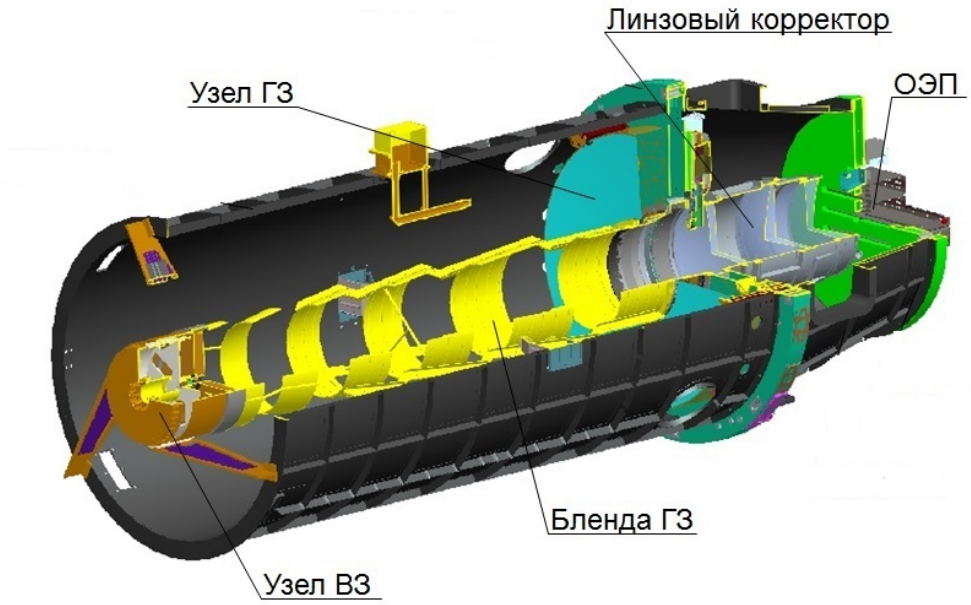


Рис. 3. Конструкция телескопа ОЭК ВР

В каждом блоке ОЭП реализовано три вида сжатия исходной 10-разрядной видеоинформации: сжатие по алгоритму ДИКМ до 4, 2 или 1 бита на пиксель; сжатие по алгоритму JPEG2000 до 4, 2, 1 или 0,5 бита на пиксель. Предусмотрены большие диапазоны изменения параметров и режимов работы при изменении скорости движения изображения в широких пределах условий эксплуатации.

Видеоинформация с блоков ОЭП по высокоскоростным оптоволоконным линиям передаётся в резервированное запоминающее устройство ЗУ ОЭК ёмкостью 19.2 Тбита.

Характеристики СППИ «Степь-29» представлены в табл. 1.

СППИ «Степь-29» стыкуется с крупногабаритным телескопом нового поколения ОЭК-ВР разработки ОАО «ЛОМО» (рис. 3). На рис. 3 – узел ВЗ – узел вторичного зеркала.

Специально разработанная углепластиковая несущая размеростабильная конструкция в совокупности с облегчёнными зеркалами обеспечили объективу малую массу и высокое качество изображения.

В целях обеспечения высокой точности координатной привязки видеоинформации на силовом кронштейне главного зеркала предусмотрены места крепления для трёх звёздных датчиков.

Высокоточные звёздные датчики ЗД-ОЭК разработаны НПП «ОПТЭКС» в кооперации с ЗАО НПП «Элар» (разработка и изготовление фотоприёмного устройства) и с ОАО «ЛОМО» (разработка и изготовление объектива). Размещение звёздных датчиков в привязке к главному зеркалу (ГЗ) телескопа позволило существенным образом снизить погрешности перехода от системы координат звёздного датчика к системе координат фокальной плоскости. Итоговая точность (ошибка) привязки видеоинформации составляет рекордные 3 угл.с по уровню 3σ. Характеристики телескопа представлены в табл. 2.

Изделие ОЭК-ВР совместно с СППИ «Степь-29», ЗУ-ОЭК и ЗД-ОЭК прошло полный цикл наземных испытаний, подтвердив высокие технические характеристики.

Таблица 2. Характеристики телескопа ОЭК-ВР

№	Характеристика	Значение
1	Оптическая схема	Ричи-Кретьена
2	Диаметр входного зрачка объектива, м	1,2
3	Фокусное расстояние объектива, м	15,6
4	Ширина полосы захвата с высоты орбиты 700 км, км	19,25
5	Проекция пикселя на поверхность Земли с высоты орбиты 700 км, м	0.4(ПХ)/1.6(МС)
6	Угловое поле, град	1,76
7	Предельная погрешность (3σ) определения ориентации визирной оси ОЭК-ВР в абсолютном пространстве при съёмке Земли, угл. с	не более 3
8	Рабочая длина строки ОЭП, мм	432

Информация об авторах

Бакланов Александр Иванович, кандидат технических наук, заместитель генерального директора АО «РКЦ «Прогресс» – директор филиала – главный конструктор НПП «ОПТЭКС», г. Москва. E-mail: optecs@mail.ru. Область научных интересов: проектирование оптико-электронных приборов, датчиков и систем для дистанционного зондирования и наблюдения Земли из космоса.

Блинов Валентин Дмитриевич, начальник отделения, филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», г. Москва. E-mail: optecs@mail.ru. Область научных интересов: проектирование оптико-электронных приборов, датчиков и систем для дистанционного зондирования и наблюдения Земли из космоса.

Горбунов Игорь Аркадьевич, заместитель начальника научно-технического комплекса, филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», г. Москва. E-mail: optecs@mail.ru. Область научных интересов: проектирование оптико-электронных приборов, датчиков и систем для дистанционного зондирования и наблюдения Земли из космоса.

Забиякин Александр Сергеевич, начальник научно-технического комплекса – заместитель главного конструктора, филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», г. Москва. E-mail: optecs@mail.ru. Область научных интересов: проектирование оптико-электронных приборов, датчиков и систем для дистанционного зондирования и наблюдения Земли из космоса.

Малахов Илья Анатольевич, начальник научно-технического комплекса – заместитель главного конструктора, филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП«ОПТЭКС», г. Москва. E-mail: optecs@mail.ru. Область научных интересов: проектирование оптико-электронных приборов, датчиков и систем для дистанционного зондирования и наблюдения Земли из космоса.

HIGH RESOLUTION EQUIPMENT FOR THE FUTURE SPACECRAFT «RESOURCE-PM»

© 2016 A. I. Baklanov, V. D. Blinov, I. A. Gorbunov, A. S. Zabiyakin, I. A. Malakhov

Branch of Space Rocket Center «Progress» – State Research and Production Enterprise «OPTEKS», Moscow, Russian Federation

The article describes the equipment for the future spacecraft «Resource-PM». The main technical characteristics of the equipment are presented. The equipment includes an optical system, panchromatic and multispectral optoelectronic converters, a memory unit, a control unit and star sensors. The design specification for the equipment included unprecedented requirements for the resolution, efficiency, sensitivity and accuracy of coordinate referencing. In order to meet the requirements a new large-sized optical system, three types of large-format photo sensors, multichannel interference light filters, a high-speed large-format matrix for the star tracker, new algorithms of digital processing and compression of information, high-speed interfaces of data transmission with fiber-optic components had to be developed The structure of the optical system incorporates a carbon fiber dimension-stable structure, which, combined with lighter mirrors ensured light weight of the objective and high image quality. The equipment makes it possible to survey the Earth surface in panchromatic and eight narrow spectral channels with high spatial resolution.

Earth observation systems, optronic camera, photodetector, high resolution.

About the authors

Baklanov Alexander Ivanovich, Candidate of Science (Engineering), Deputy General Director of Corporation Space Rocket Center «Progress» – Branch Director – Chief Designer of Research and Production Enterprise «OPTECS», Moscow, Russian Federation. E-mail: optecs@mail.ru. Area of Research: design of optronic devices, sensors and systems for Earth remote sensing and observation from space.

Blinov Valentin Dmitrievich, Head of Department, Branch of Corporation Space Rocket Center «Progress» – Research and Production Enterprise «OPTECS», Moscow, Russian Federation. E-mail: optecs@mail.ru. Area of Research: design of optronic devices, sensors and systems for Earth remote sensing and observation from space.

Gorbunov Igor Arkadyevich, Deputy Head of Scientific and Technical Complex, Branch of Corporation Space Rocket Center «Progress» – Research and Production Enterprise SPE «OPTECS», Moscow, Russian Federation. E-mail: optecs@mail.ru. Area of Research: design of optronic devices, sensors and systems for Earth remote sensing and observation from space.

Zabiyakin Alexander Sergeevich, Head of Scientific and Technical Complex – Deputy Chief Designer, Branch of Corporation Space Rocket Center «Progress» – Research and Production Enterprise SPE «OPTECS», Moscow, Russian Federation. E-mail: optecs@mail.ru. Area of Research: design of optronic devices, sensors and systems for Earth remote sensing and observation from space.

Malakhov Ilya Anatolyevich, Head of Scientific and Technical Complex – Deputy Chief Designer, Branch of Corporation Space Rocket Center «Progress» – Research and Production Enterprise SPE «OPTECS», Moscow, Russian Federation. E-mail: optecs@mail.ru. Area of Research: design of optronic devices, sensors and systems for Earth remote sensing and observation from space.

Citation: Baklanov A.I., Blinov V.D., Gorbunov I.A., Zabiyakin A.S., Malakhov I.A. High resolution equipment for the future spacecraft «Resource-PM». *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 30-35. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-30-35

УДК 629.78.05 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-36-42*

АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ И НАВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ НА ИНТЕРВАЛАХ НАБЛЮДЕНИЯ МАРШРУТОВ

© 2016 А. С. Галкина, И. В. Платошин

Акционерное общество «РКЦ «Прогресс», г. Самара

Рассматриваются вопросы определения допустимой точности управления космического аппарата дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) на интервалах наблюдения, учитывающие особенности работы оптико-электронного комплекса (ОЭК) с приборами зарядовой связи (ПЗС) временной задержки и накоплением (ВЗН). Требования к точности управления определяются из условия непревышения сдвига изображения допустимой величины. Допустимая точность пропорциональна времени экспонирования элемента разрешения, которое зависит от количества строк накопления в матрице ПЗС и скорости бега изображения. Несоответствие реализуемой ОЭК скорости бега изображения и скорости сканирования земной поверхности во многом зависит от точности управления КА по угловому положению и вращению вокруг центра масс. Угловое движение на интервалах наблюдения формируется из условий постоянства заданной продольной и нулевой поперечной скоростей бега изображения по центру кадра. Определена зависимость величины сдвига изображения в центре кадра от погрешностей отработки системой управления углового движения КА. На основе полученного соотношения предложен алгоритм определения допустимых погрешностей отработки углового движения. Погрешность отработки углового движения влияет на точность наведения оптической оси ОЭК на центральную линию маршрута. Приведены примеры, иллюстрирующие применение предложенного алгоритма, а также оценка точности наведения на маршруте.

Космический аппарат дистанционного зондирования Земли, угловое движение, наведение, погрешность по ориентации, погрешность по угловой скорости, оптическая система, время экспонирования, скорость бега изображения, сдвиг изображения.

В настоящее время большинство космических аппаратов дистанционного зондирования Земли имеют высокий уровень пространственного разрешения получаемой ими информации и высокую точность картографической привязки видеоданных.

Одним из показателей технического совершенства КА ДЗЗ является разрешающая способность оптико-электронного комплекса, которая зависит в первую очередь от её технических характеристик. Для реализации возможностей ОЭК по разрешению необходимо обеспечить определённые точностные характеристики системы управления КА на интервалах наблюдения земной поверхности [1].

На современных КА ДЗЗ используются оптические системы с приборами зарядовой связи с временной задержкой и накоплением. Для таких систем время экспонирования одного пикселя $t_П$ меньше, чем всего элемента разрешения $t_Н$ на количество шагов накопления $n_Ш$ в матрице и обратно пропорционально скорости бега изображения $V_{СК}$ в фокальной плоскости [1; 2]:

$$t_П = \frac{\delta_П}{V_{СК}}, \qquad t_Н = n_Ш t_П, \tag{1}$$

где $\delta_П$ – размер пикселя приёмника изображения.

Цитирование: Галкина А.С., Платошин И.В. Анализ точности управления угловым движением и наведения космических аппаратов дистанционного зондирования Земли на интервалах наблюдения маршрутов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 36-42. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-36-42

Скорость бега изображения должна отрабатываться с требуемой точностью. Величина её отклонения от номинальной должна удовлетворять следующим условиям [1; 2]:

$$\Delta V_{СК} \le \frac{k_{СМ} \cdot \delta_{П}}{t_{Н}} \le \frac{k_{СМ}}{n_{Ш}} \cdot V_{СК}, \qquad (2)$$

где $\Delta V_{СК}$ – остаточное отклонение скорости бега изображения; $k_{СМ}$ – коэффициент, определяемый влиянием сдвига на качество получаемого изображения. Допустимое снижение качества изображения в результате смаза достигается при $k_{СМ} \le k_{ДОП}$ [1].

Из соотношений (1) и (2) можно сделать вывод, что требования к точности отработки скорости бега изображения тем выше, чем больше время экспонирования элемента разрешения.

Время экспонирования зависит от следующих параметров:

–высоты орбиты КА;

–реализуемого диапазона скорости бега изображения в ОЭК;

–максимального значения количества шагов накопления в матрице ОЭК.

Далее рассматривается зависимость отклонения скорости бега изображения от погрешностей отработки углового движения на маршруте в центре кадра.

При этом проекции скорости компенсации в инерциальной системе координат (ИСК) [3; 4] могут быть определены следующими соотношениями:

– продольная скорость бега изображения в центре кадра

$$V_{СК}^{ХП} = \left(W_{ХП} / D\right) f = \left(\frac{\overline{V}\,\overline{X}_{П}}{D} + \omega_{ZП} - \frac{\overline{W}_{З}\,\overline{X}_{П}}{D} \right) f; \qquad (3)$$

– поперечная скорость бега изображения в центре кадра

$$V_{СК}^{ZП} = \left(W_{ZП} / D\right) f = \left(\frac{\overline{V}\,\overline{Z}_{П}}{D} - \omega_{ХП} - \frac{\overline{W}_{З}\,\overline{Z}_{П}}{D} \right) f, \qquad (4)$$

где f – фокусное расстояние аппаратуры зондирования; $\overline{W}_{З}$ – переносная скорость наблюдаемой точки [5]; D – дальность до точки наблюдения; $\overline{V}$ – скорость центра масс КА; $\overline{X}_{П}$ – единичный вектор, направленный по оси $OX_{П}$ программной системы координат (ПСК); $\omega_{ХП}$, $\omega_{ZП}$ – проекции угловой скорости КА на оси $OX_{П}$ и $OZ_{П}$ ПСК соответственно; ($W_{ХП}/D$), ($W_{ZП}/D$) – параметры продольного и поперечного бега изображения соответственно. Параметры углового движения определяются в проекциях на оси инерциальной системы координат (ИСК) [3; 4].

Программная система координат задаёт требуемое положение связанной системы координат (ССК).

Под погрешностями отработки углового движения понимаются отклонение заданного положения осей ССК от измеренного, которое определяется по каналам тангажа $\delta\theta$, крена $\delta\gamma$ и рыскания $\delta\psi$ (точность отработки по ориентации КА) и разность компонентов измеренного и заданного вектора угловой скорости $\{\delta\omega_{\gamma}, \delta\omega_{\psi}, \delta\omega_{\theta}\}$ (точность отработки по угловой скорости).

Требуемое угловое движение КА на интервале наблюдения маршрута формируется из выполнения следующих условий для центра кадра [3]:

$$W_{ХП} / D = \left(W_{ХП} / D\right)_{ЗАД}, \qquad (5)$$

$$W_{ZП} / D = 0, \qquad (6)$$

а также из условия наведения центральной линии визирования (ЦЛВ) на центральную линию маршрута [3].

Таким образом, сдвиг изображения с учётом выражений (2) – (6) определяется следующим образом:

$$k_{СМ} = \frac{n_{Ш}}{\left(W_{ХП} / D\right)_{ЗАД}} \times \times \sqrt{\Delta\left(W_{ХП} / D\right)^2 + \Delta\left(W_{ZП} / D\right)^2}, \qquad (7)$$

где

$$\Delta\left(W_{XП}/D\right)=\frac{\left(\overline{V}-\overline{W}_З^*\right)\cdot\overline{X}_П^*}{D^*}-$$
$$-\delta\omega_\theta-\frac{\left(\overline{V}-\overline{W}_З\right)\cdot\overline{X}_П}{D};$$

$$\Delta\left(W_{ZП}/D\right)=\frac{\left(\overline{V}-\overline{W}_З^*\right)\cdot\overline{Z}_П^*}{D^*}+$$
$$+\delta\omega_\gamma-\frac{\left(\overline{V}-\overline{W}_З\right)\cdot\overline{Z}_П}{D};$$

$$\delta\omega_\theta=\omega_{ZП}^*-\omega_{ZП},\ \ \delta\omega_\gamma=\omega_{XП}^*-\omega_{XП}.$$

Параметры в выражениях (7), отмеченные (*), соответствуют измеренному угловому движению КА ДЗЗ, без (*) – требуемому угловому движению.

Погрешности отработки углового движения системы управления в составе шести параметров определяются из условия непревышения k_{CM} значения $k_{ДОП}$.

Вводятся соотношения между параметрами $\delta\theta$, $\delta\gamma$, $\delta\psi$ и $\delta\omega_\gamma$, $\delta\omega_\psi$, $\delta\omega_\theta$ для определения допустимых значений:

$$\Delta\theta=\delta\omega_\theta\tau_M,\ \ \delta\gamma=\delta\theta,\ \ \delta\psi=k\cdot\delta\theta,$$
$$\delta\omega_\gamma=\delta\omega_\theta=\delta\omega,\ \ \ \delta\omega_\psi=\delta\psi/\tau_M, \qquad (8)$$

где k – коэффициент, определяющий соотношение между погрешностью по каналу рыскания и погрешностью по каналу тангажа ($0<k\leq1$); τ_M – максимальная длительность интервала наблюдения.

Выражение (7) можно преобразовать к квадратному уравнению по переменной $\delta\omega$ и определить её величину относительно погрешностей по ориентации при заданном угловом положении:

$$\delta\omega=F\left(\delta\theta,\delta\gamma,\delta\psi,\theta,\gamma,\psi,k_{ДОП}\right). \qquad (9)$$

Поскольку погрешности по ориентации входят в выражение (7) нелинейно, их величины можно определить итерационным методом с помощью соотношений (8) – (9).

Погрешности отработки углового движения на маршруте оказывают на величину сдвига изображения наибольшее влияние при максимальных дальностях наблюдения. Поэтому поиск решения можно осуществить при максимальных углах отклонения ЦЛВ от положения надира в некотором диапазоне по углу рыскания по следующей схеме, приведённой на рис. 1:

1. Задание первого приближения параметров $\delta\theta$, $\delta\gamma$, $\delta\psi$, $\delta\omega$.

2. Поиск $\delta\omega^*$ при максимальных углах отклонения ЦЛВ (9).

3. Определение максимального сдвига изображения (7) в зависимости от $\delta\theta$, $\delta\gamma$, $\delta\psi$ и $\delta\omega$.

4. Вычисление новых значений на i-м шаге: $\delta\omega^{(i)}=\delta\omega^{(i-1)}+h\left(\delta\omega^*-\delta\omega^{(i-1)}\right)$, а остальных пяти параметров – по соотношениям (8) (h – коэффициент приращения $\delta\omega$).

5. Повтор пунктов 2-4 до тех пор, пока разность между $\left|\delta\omega^{(i)}-\delta\omega^*\right|$ больше заданной погрешности ε.

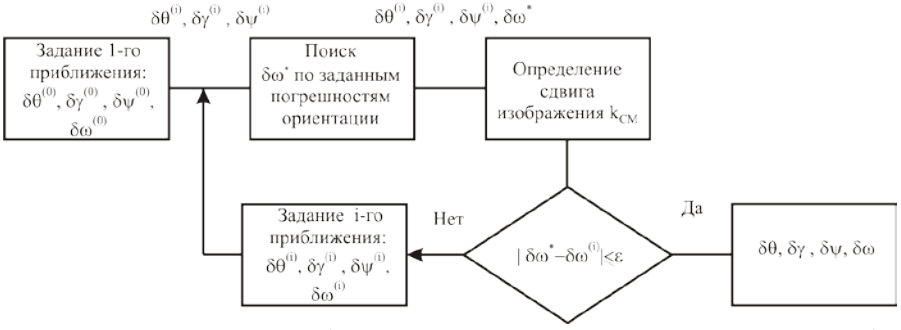


Рис.1. Блок-схема алгоритма определения точности управления на интервале наблюдения

Для исследования влияния погрешности ε и коэффициента h на точность вычисления по предложенному алгоритму принято $\varepsilon = 0{,}1 \cdot 10^{-7}$ и $h = 0{,}25$.

На рис. 2, 3 приведён пример углового движения на маршруте и изменения сдвига изображения по центру кадра на интервале наблюдения с погрешностями, рассчитанными по предложенному алгоритму:

$$\delta\theta = 0{,}807', \ \delta\gamma = 0{,}807', \ \delta\psi = 0{,}565'; \quad (10)$$

$$\delta\omega_\theta = 0{,}00096°/c, \ \delta\omega_\gamma = 0{,}00096°/c, \ \delta\omega_\gamma = 0{,}00067°/c. \quad (11)$$

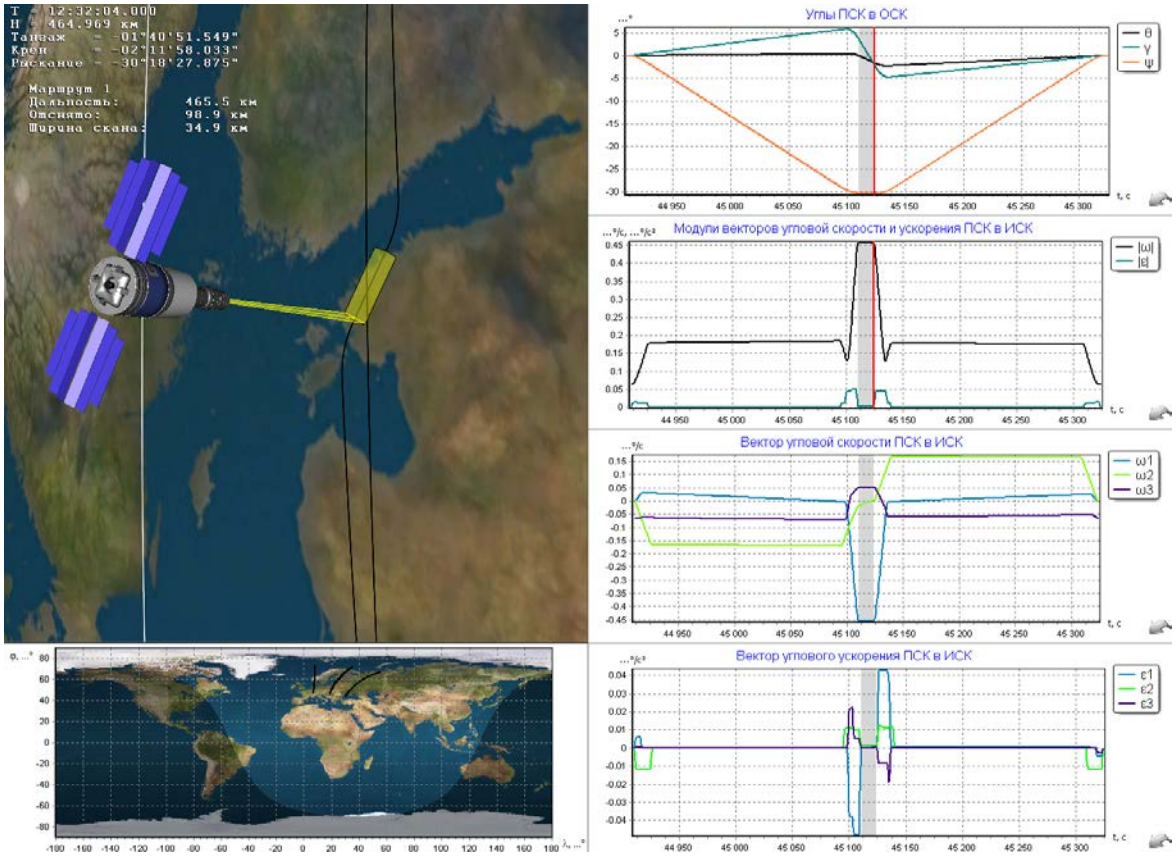


Рис. 2. Пример углового движения на интервале наблюдения маршрута

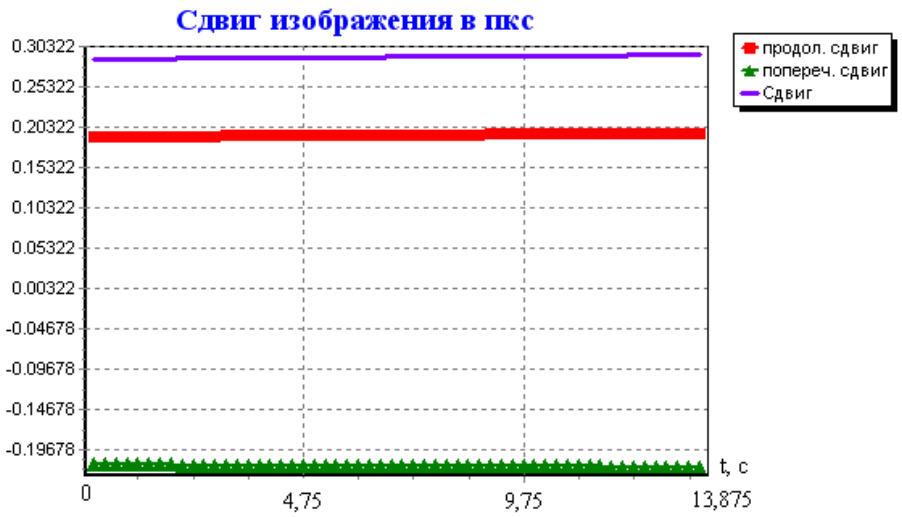


Рис. 3. Величина сдвига изображения по центру кадру на маршруте

КА движется на околокруговой орбите с высотой 450 км, параметр продольного бега изображения равен 0,0154 1/с (5), параметр поперечного бега изображения равен нулю для центра кадра, диапазон изменения угла рыскания 30°, максимальный угол отклонения ЦЛВ от положения надира 4°, длительность интервала наблюдения 14 с, количество строк накопления 192, допустимый сдвиг изображения 1/3 пкс.

Величина сдвига изображения на интервале наблюдения, определённая по заданным погрешностям (10) – (11), не превышает 1/3 пкс (рис. 3).

Погрешность отработки углового движения по каналам тангажа $\delta\theta$ и крена $\delta\gamma$ влияет на точность наведения центральной линии визирования на центральную линию маршрута.

Для приведённого примера углового движения максимальная погрешность наведения ЦЛВ на маршрут составляет 0,154 км.

На рис. 4 приведён пример изменения точности наведения в зависимости от угла отклонения ЦЛВ от положения надира β для заданной околокруговой орбиты с погрешностями отработки (10) – (11).

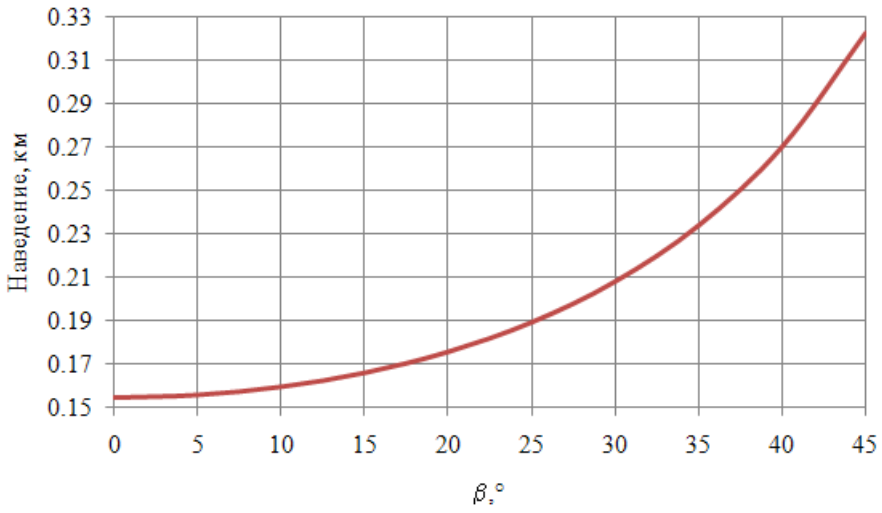


Рис. 4. Точность наведения в зависимости от угла отклонения ЦЛВ от положения надира

Предложенный алгоритм оценивает влияние погрешностей управления на параметры, вычисленные относительно центральной линии визирования, при этом погрешность отработки угловой скорости по каналу рыскания не учитывается. Для оценки влияния характеристик системы управления на величину сдвига изображения по ширине полосы захвата требуется ввести дополнительные соотношения в предложенный алгоритм.

Требования к точности отработки углового движения зависят от высоты орбиты КА, диапазона параметра бега изображения, количества шагов накопления. Требования к точности отработки углового движения становятся более жёсткими при увеличении высоты орбиты КА, количества шагов накопления и выборе диапазона скоростей бега изображения, при котором наблюдение земной поверхности осуществляется с тангажным замедлением. При увеличении отклонения ЦЛВ от положения надира погрешность наведения на маршрут увеличивается при управлении на интервале наблюдения с одинаковой точностью.

Библиографический список

1. Занин К.А., Хайлов М.Н. Формирование требований к динамике космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2009. № 5. С. 32-37.

2. Кузнецов П.К., Мартемьянов Б.В. Математическая модель формирования видеоданных, получаемых с использованием сканирующей съёмки // Известия Самарского научного центра РАН. 2014. Т. 16, № 6-1. С. 292-299.

3. Аншаков Г.П., Мантуров А.И., Усталов Ю.М., Горелов Ю.Н. Управление угловым движением КА ДЗЗ // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2006. № 6. С. 12-18.

4. Бородин М.С. Технология трёхосного сканирования в оптикоэлектронной космической съёмке // Космонавтика и ракетостроение. 2008. № 2(51). С. 75-83.

5. Маркеев А.П. Теоретическая механика: учебник для университетов. М.: ЧеРо, 1999. 569 с.

Информация об авторах

Галкина Анастасия Сергеевна, кандидат технических наук, ведущий инженер-конструктор, акционерное общество «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: galkinaas_43@mail.ru. Область научных интересов: управление угловым движением космических аппаратов.

Платошин Игорь Вячеславович, инженер-конструктор 3 категории, акционерное общество «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: mail@samspace.ru. Область научных интересов: управление угловым движением космических аппаратов.

ANALYSIS OF THE ACCURACY OF EARTH REMOTE SENSING SATELLITE ANGULAR MOTION CONTROL AND TRACK GUIDANCE DURING ROUTE OBSERVATION INTERVALS

© 2016 A. S. Galkina, I. V. Platoshin

JSC Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation

The article deals with problems associated with determining permissible accuracy of Earth remote sensing satellite control over observation intervals taking into account the interaction of optronics and charge-coupled devices with time-delay and integration (CCD TDI). The control accuracy requirements are determined for the condition that the allowable image shift value should not be exceeded. The allowable accuracy is proportional to the time of exposure of a resolution cell which depends on the number of CCD array storage rows and image motion velocity. The discrepancy between the image motion velocity supported by the optronics and the Earth surface scanning velocity depends to a large extent on the satellite control accuracy regarding its angular position and rotation about the centre of mass. Angular motion over observation intervals is formed based on the condition of constant specified longitudinal velocity and zero transverse velocity of image motion relative to the frame centre. The dependence of the frame-centre image shift value on the spacecraft angular motion control system follow-up errors is determined. Based on the obtained relation, an algorithm of determining allowable angular motion follow-up errors is proposed. The angular motion follow-up error influences the accuracy of the optronics optic axis pointing at the central route line. The article gives examples illustrating application of the proposed algorithm as well as assessment of en-route targeting accuracy.

Earth remote sensing satellite, angular motion, targeting, attitude error, angular velocity error, optical system, exposure interval, image motion rate, image shift.

Citation: Galkina A.S., Platoshin I.V. Analysis of the accuracy of Earth remote sensing satellite angular motion control and track guidance during route observation intervals. *Vestnik of the Samara State Aerospace University.* 2016. V. 15, no. 2. P. 36-42. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-36-42

References

1. Zanin K.A., Khailov M.N. Estimation the dynamic of spacevehicles for the distance earthexploring. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot».* 2009. No. 5. P. 32-37. (In Russ.)

2. Kuznetsov P.K., Martemyanov B.V. Mathematical model of video data acquisition with the application of scanning CCD mode. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN.* 2014. V. 16, no. 6-1. P. 292-299. (In Russ.)

3. Anshakov G.P., Manturov A.I., Ustalov Y.M., Gorelov Y.N. Earth remote sensing satellite angular motion control. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot».* 2006. No. 6. P. 12-18. (In Russ.)

4. Borodin M.S. Technology of Three-Axis Scanning by Optronic Space Imaging Systems. *Cosmonautics and Rocket Engineering.* 2008. No. 2(51). P. 75-83. (In Russ.)

5. Markeev A.P. *Teoreticheskaya mekhanika: uch. dlya universitetov* [Theoretical mechanics. Textbook for universities]. Moscow: CheRo Publ., 1999. 569 p.

About the authors

Galkina Anastasia Sergeevna, Candidate of Science (Engineering), Leading Design Engineer, JSC Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: galkinaas_43@mail.ru. Area of Research: spacecraft angular motion control.

Platoshin Igor Vyacheslavovich, Design Engineer, JSC Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: mail@samspace.ru. Area of Research: spacecraft angular motion control.

УДК 629.78 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-43-49*

ПРИМЕНЕНИЕ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ СТАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ-2Д»

© 2016 Д. Н. Гребнев, В. К. Дуплихин, Я. А. Зуперман,
А. И. Аистов, В. Е. Кукушкин

Акционерное общество «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В статье изложены принципы применения технологии имитационного моделирования при проведении статических испытаний изделий ракетно-космической техники на примере малого космического аппарата (МКА) «АИСТ-2Д». Приведены ограничения статических испытаний, не позволяющие в полной мере исследовать напряжённо-деформированное состояние изделия. В качестве дополнительного метода анализа напряжённо-деформированного состояния изделия предложено проведение имитационных статических испытаний с помощью метода конечных элементов с использованием пакета конечно-элементного анализа MSC.Patran/Nastran. Сформулированы цели и задачи имитационных испытаний, а также приведено описание основных этапов имитационного моделирования испытаний. Для получения достоверных результатов имитационных испытаний требуется проведение валидации конечно-элементной модели изделия, которая заключается в подтверждении правильности модели путём исследования напряжённо-деформированного состояния конструкции лётного изделия. Эффективность метода подтверждена при проведении имитационных испытаний МКА «АИСТ-2Д», проведённых параллельно со статическими испытаниями изделия. Сходимость результатов испытаний составила в среднем 8 %. Применение метода имитационного моделирования статических испытаний обеспечивает сокращение затрат на проведение статических испытаний, улучшает качество отработки статической прочности и повышает надёжность изделия.

Малый космический аппарат, имитационное моделирование, метод конечных элементов, статические испытания, напряжённо-деформированное состояние, валидация имитационной модели.

Для подтверждения прочностных и жёсткостных характеристик готового изделия проводятся статические испытания, подготовка которых требует изготовления дорогостоящего опытного образца изделия и оснастки, а также разработки большого объёма технической документации.

Статические испытания считаются наиболее достоверным способом подтверждения прочности конструкции. Однако данный способ имеет свои ограничения:

– опытный образец изделия для проведения статических испытаний может иметь отличные от лётного изделия размеры в пределах допусков по конструкторской документации;

– при изготовлении опытного образца возможны отступления от конструкторской документации, которые могут повлиять на напряжённо-деформированное состояние конструкции изделия;

– в условиях испытательного комплекса не всегда есть возможность приложить эксплуатационные нагрузки, например, инерционные;

– отсутствует возможность измерения напряжённо-деформированного состояния в труднодоступных местах конструкции;

– в процессе проведения статических испытаний нагружение осуществляется через оснастку, деформации которой не всегда возможно исключить.

Цитирование: Гребнев Д.Н., Дуплихин В.К., Зуперман Я.А., Аистов А.И., Кукушкин В.Е. Применение имитационного моделирования при проведении статических испытаний малого космического аппарата «АИСТ-2Д» // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 43-49. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-43-49

Эти ограничения могут сказаться на достоверности результатов статических испытаний.

Применение конечно-элементных моделей [1-3] в анализе прочности и жёсткости конструкций ракетно-космической техники, а также возрастающие возможности ЭВМ позволяют переходить к имитационному моделированию как к методу эффективного исследования и обеспечения прочности конструкции.

Имитационное моделирование испытаний – это подробное моделирование физических испытаний на конечно-элементной модели средствами программных пакетов для конечно-элементного анализа.

Отметим следующие преимущества статических испытаний методом имитационного моделирования:

– удешевление статических испытаний за счёт уменьшения числа случаев нагружения, уменьшения количества оснастки, сокращения сроков испытаний;

– возможность проведения статических испытаний на лётном изделии без изготовления опытного изделия;

– подтверждение прочности аналогичных конструкций по отработанной конечно-элементной модели.

Целями имитационных испытаний являются:

– оптимизация объёма зачётно-статических испытаний (ЗСтИ);

– подтверждение прочности модернизированных изделий без повторного проведения зачётных статических испытаний.

Для проведения имитационных испытаний требуется:

– разработать максимально подробную конечно-элементную модель (КЭМ) для каждого сочетания нагрузок;

– большая мощность вычислительной техники.

Следует отметить, что статические испытания методом имитационного моделирования не исключают статические испытания, но позволяют обойти вышеперечисленные ограничения.

Проведение имитационного моделирования состоит из следующих этапов:

– разработка конечно-элементной модели изделия;

– предварительные статические испытания методом имитационного моделирования с целью выявления критических зон конструкции;

– верификация конечно-элементной модели и объекта испытаний;

– валидация конечно-элементной модели испытываемого изделия;

– подтверждение прочности изделия с помощью уточнённой конечно-элементной модели.

С целью подтверждения эффективности метода имитационного моделирования параллельно со статическими испытаниями малого космического аппарата «АИСТ-2Д» (рис. 1), проводимыми на базе АО «РКЦ «Прогресс», были проведены и имитационные испытания.

Для проведения имитационных испытаний была разработана конечно-элементная модель малого космического аппарата «АИСТ-2Д» (рис. 2).

Силовые элементы аппарата (рама, устройство отделения) моделировались с помощью четырёхузловых оболочечных элементов CQUAD. Сотовые панели [4] моделировались как трёхслойная конструкция, в которой обшивки и тепловые трубы выполнены элементами CQUAD, а сотозаполнитель – объёмными восьмиузловыми элементами CHEXA.

Крупногабаритные приборы и приборы, центр масс которых значительно отстоит от плоскости панели, моделировались с помощью абсолютно жёстких связей RBE2, которым в качестве зависимых узлов заданы узлы балочных элементов втулок, соответствующие штатным местам крепления приборов. В качестве независимого узла RBE2 задан узел, координаты которого соответствуют положению центра масс приборов.

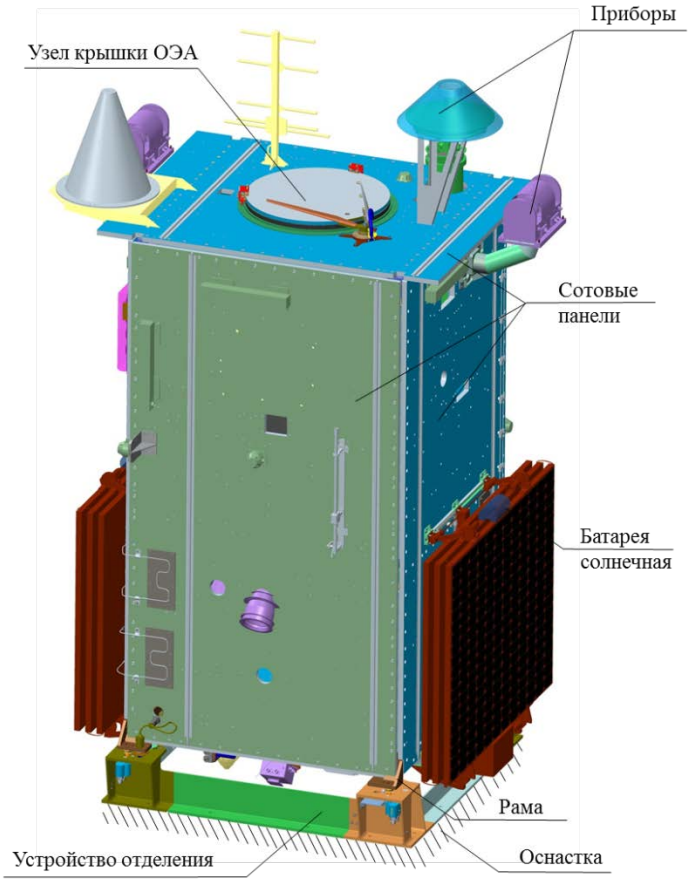


Рис. 1. Общий вид МКА «АИСТ-2Д»

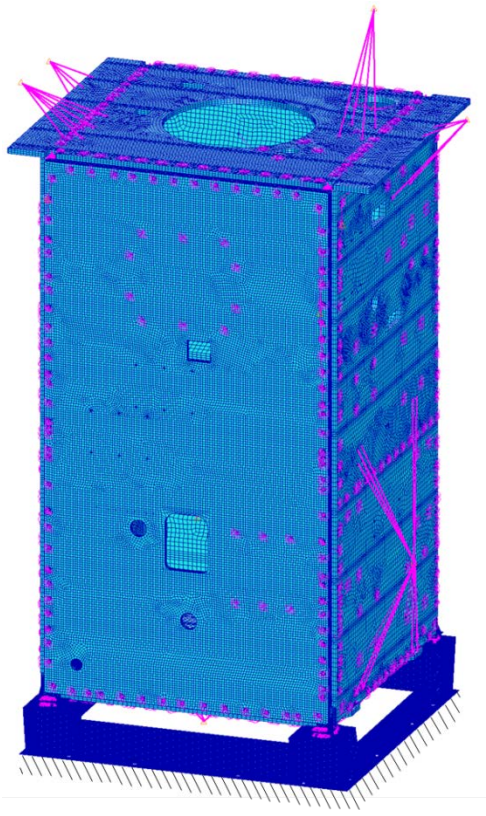


Рис. 2. КЭМ МКА «АИСТ-2Д»

Остальные приборы не моделировались, и их масса была включена в общую массу конечно-элементной модели МКА «АИСТ-2Д». При проведении статических испытаний было замечено, что сходимость результатов повышается при моделировании оснастки абсолютно жёсткими связями RBE2 по сравнению интерполяционными связями RBE3.

На этапе подготовки статических испытаний были проведены предварительные статические испытания методом имитационного моделирования. Эти испытания представляют собой расчёт напряжённо-деформированного состояния конструкции испытываемого изделия при воздействии испытательных нагрузок. Расчёт проводился с отражением граничных условий и оснастки, влияющей на жесткость конструкции.

По результатам такого расчёта была проведена верификация конечно-элементной модели аппарата и объекта испытаний. Задачей верификации является проверка правильности разработанной модели и собранной схемы нагружения изделия на статических испытаниях путём сравнения результатов после предварительного нагружения.

Далее была проведена валидация КЭМ, т.е. процесс устранения несоответствия в поведении КЭМ и реальной конструкции под действием одних и тех же нагрузок.

Для проведения процесса валидации к реальной конструкции необходимо приложить «тестовые» нагрузки:

– часть эксплуатационных нагрузок (совокупных);

– нагрузки, позволяющие выявить особенности напряжённо-деформированного состояния конструкции [5], например, нагрузки только по одной из осей изделия.

При нагружении лётного изделия «тестовые» нагрузки должны быть подобраны таким образом, чтобы в конструкции не оставалось остаточных деформаций.

Отработанная на статических испытаниях расчётная модель может быть использована для уточненного анализа напряжённо-деформированного состояния.

В процессе валидации конечно-элементной модели МКА «АИСТ-2Д» были учтены деформации оснастки и уточнены граничные условия в узлах крепления рамы к устройству отделения.

На рис. 3, 4 показано нагружение изделия испытательными нагрузками на статических и имитационных испытаниях соответственно.

Для отработки расчётной модели требуется наличие достоверных исходных данных о свойствах конструкции – механических свойствах материалов и размерах конструктивных элементов. Это особенно важно для наиболее нагруженных мест конструкции при наличии больших разбросов свойств. Например, для механических свойств деталей из композиционных материалов или для размеров литых деталей с необработанными поверхностями.

Для получения реальных данных о размерах и свойствах конструкции необходимо включать в конструкторскую документацию на объект испытаний требования по измерению и документированию размеров и механических свойств в критических зонах конструкции.

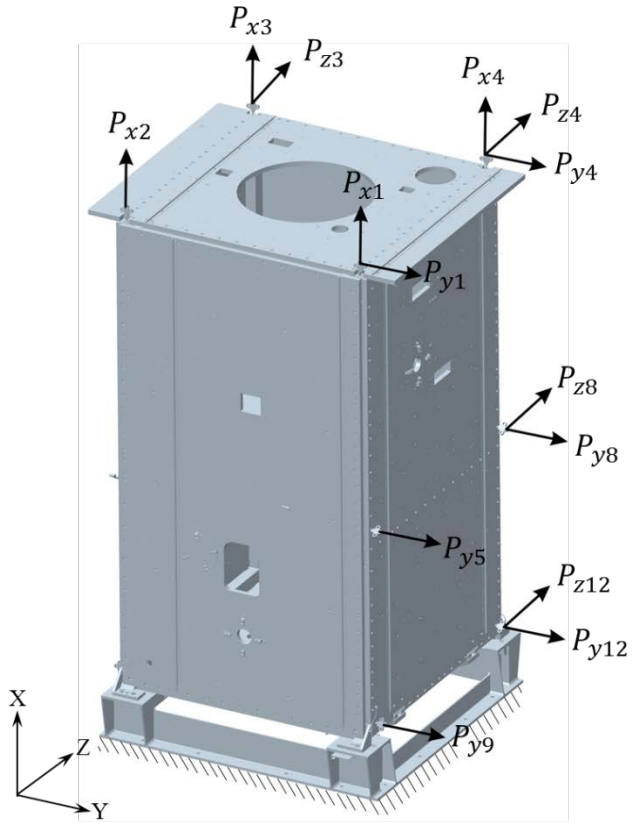


Рис. 3. Нагружение МКА «АИСТ-2Д» на статических испытаниях

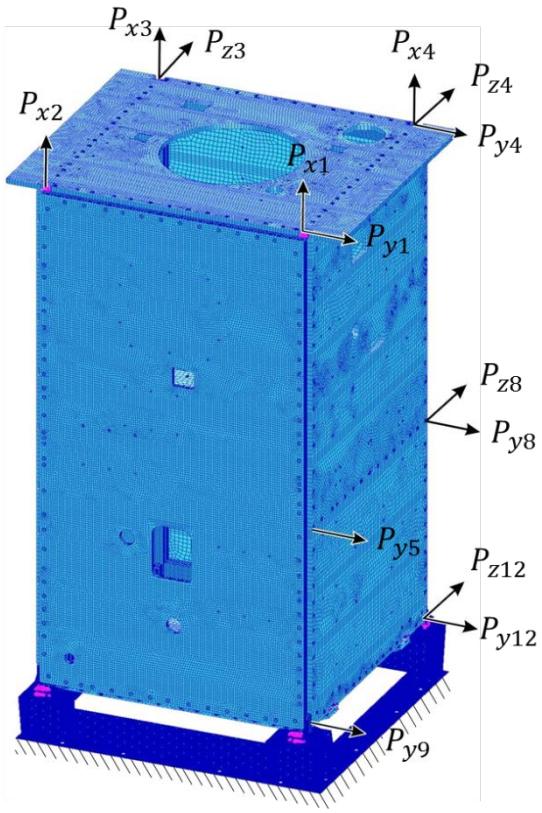


Рис. 4. Нагружение КЭМ МКА «АИСТ-2Д» на имитационных испытаниях

Датчики на статических испытаниях были расставлены согласно рис. 5. Измерение напряжений и перемещений на имитационных испытаниях проводилось в узлах КЭМ, соответствующих местам установки датчиков на статических испытаниях.

Сравнение результатов имитационных испытаний с результатами статических испытаний показало сходимость по значениям напряжений и перемещений в среднем 8 % (табл. 1).

Таким образом, применение метода имитационного моделирования испытаний позволяет улучшить анализ статической прочности и повысить надёжность изделия в целом.

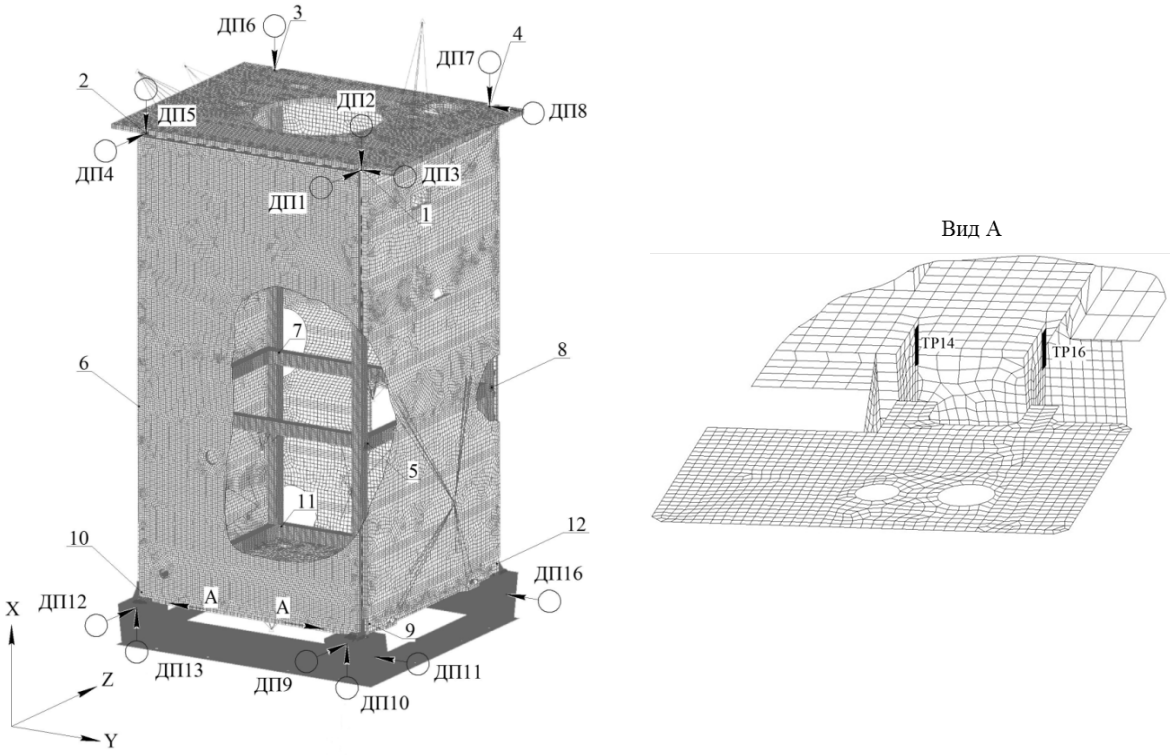


Рис. 5. Схема расстановки датчиков на статических испытаниях МКА «АИСТ-2Д»

Таблица 1. Сравнение результатов испытаний

Величина измерений	Номер зоны	Номер узла	Результаты		Сходимость результатов, %
			КЭМ	ЗСтИ	
Перемещения, мм	1	ДП1	1,95	2,16	9,7
		ДП3	6,23	6,24	0,2
	2	ДП4	2,02	2,36	14,4
		ДП5	2,74	2,56	9,7
	3	ДП6	1,88	1,59	18,2
	4	ДП8	6,16	5,93	3,9
	10	ДП13	1,71	1,73	1,2
	11	ДП14	0,96	0,89	7,9
Напряжения, МПа	11	ТР14	-113	-114	0,9
		ТР16	-139	-159	12,6

Библиографический список

1. Стренг Г., Фикс Дж. Теория метода конечных элементов. М.: Мир, 1977. 351 с.
2. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. М.: Мир, 1975. 542 с.
3. Биргер И.А., Мавлютов Р.Р. Сопротивление материалов: уч. пособие. М.: Наука, 1986. 560 с.
4. Леонов В.И. Расчёт элементов авиационных конструкций типа ортотропных и трёхслойных пластин: уч. пособие. Куйбышев: КуАИ, 1983. 61 с.
5. Биргер И.А., Пановко И.Г. Прочность. Устойчивость. Колебания. Т. 1. М.: Машиностроение, 1968. 831 с.

Информация об авторах

Гребнев Дмитрий Николаевич, заместитель главного конструктора, заместитель начальника отделения, АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: grebnev@samspace.ru. Область научных интересов: оптимизация методов наземной отработки ракетно-космической техники.

Дуплихин Владимир Константинович, начальник отдела, АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: duplihin@samspace.ru. Область научных интересов: имитационное моделирование.

Зуперман Яков Абрамович, начальник сектора, АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: zuperman@samspace.ru. Область научных интересов: методы отработки прочности ракетно-космической техники.

Аистов Алексей Иванович, начальник сектора, АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: aistov@samspace.ru. Область научных интересов: математическое моделирование ракетно-космической техники.

Кукушкин Валерий Евгеньевич, инженер-конструктор 1 категории, АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: kukushkin@samspace.ru. Область научных интересов: имитационное моделирование статических испытаний.

APPLICATION OF SIMULATION MODELLING IN STATIC TESTS OF SPACE-ROCKET VEHICLES

© 2016 D. N. Grebnev, V. K. Duplihin, J. A. Zuperman, A. I. Aistov, V. E. Kukushkin

JSC Space Rocket Centre «Progress», Samara, Russian Federation

The study presents the principles of application of simulation modeling in conducting static tests of aerospace products using the small satellite (SS) «Aist-2D» as an example. Limitations of static tests that do not allow comprehensive analysis of the stress-strain state of a satellite are discussed. For example, it is not always possible to install sensors for measuring stress in remote locations. Simulation static tests using the finite element method with the use of the finite- element analysis MSC. Patran/Nastran package is proposed as an additional method of analyzing the stress-strain state of a product. The goals and tasks of the simulation tests are formulated and the main stages of the simulation modeling tests are described. To obtain consistent results of simulation modeling tests validation of the finite- element model of a satellite is required. The validation consists in confirming the adequacy of the model by analyzing the stress-strain state of the structure of the satellite. The main advantage of the simulation modeling test is the reduction of the cost of preparing and conducting the static tests. The efficiency of the method was confirmed in conducting the simulation modeling tests of the SS «Aist-2D», held in parallel with the static tests of the satellite. Thus, the application of the method of simulation

Citation: Grebnev D.N., Duplihin V.K., Zuperman J.A., Aistov A.I., Kukushkin V.E. Application of simulation modelling in static tests of space-rocket vehicles. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 43-49. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-43-49

modeling of static tests makes it possible to reduce the costs of static tests, improve the quality of static strength experiments and, consequently, increase the reliability of the satellite.

Small satellite, simulation modelling, static tests, finite element method, stress-strain state, validation of the simulation model.

References

1. Strang G., Fix G.J. An Analysis of the Finite Element Method. Prentece Hall, New Jersey,1973. 306 p.

2. Zenkevich O.C. *Metod konechnykh elementov v tekhnike* [Finite-element method in engineering]. Moscow: Mir Publ., 1975. 542 p.

3. Birger I.A., Mavlyutov R.R. *Soprotivlenie materialov: uch. posobie* [Strength of materials. Manual]. Moscow: Nauka Publ., 1986. 560 p.

4. Leonov V.I. *Raschet elementov aviatsionnykh konstruktsiy tipa ortotropnykh i trekhsloynykh plastin: uch. posobie* [Calculation of elements of aircraft structures of the type of orthotropic and three-layer plates. Manual]. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1983. 61 p.

5. Birger I.A., Panovko I.G. *Prochnost'. Ustoychivost'. Kolebaniya. T. 1* [Strength. Stability. Vibrations]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1968. 831 p.

About the authors

Grebnev Dmitriy Nikolaevich, Deputy Chief Designer, Deputy Head of Department, JSC Space Rocket Centre «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: grebnev@samspace.ru. Area of Research: optimisation of methods of ground tests of space-rocket vehicles.

Duplihin Vladimir Konstantinovich, Head of Department, Space Rocket Centre «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: duplihin@samspace.ru. Area of Research: simulation modelling.

Zuperman Jakov Abramovich, Head of Sector, JSC Space Rocket Centre «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: zuperman@samspace.ru. Area of Research: methods of testing strength of space-rocket vehicles.

Aistov Aleksey Ivanovich, Head of Sector, JSC Space Rocket Centre «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: aistov@samspace.ru. Area of research: mathematical modelling of space-rocket vehicles.

Kukushkin Valeriy Evgenyevich, Design Engineer of the 1st category, JSC Space Rocket Centre «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: kukushkin@samspace.ru. Area of Research: simulation modelling of static tests.

УДК 629.78 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-50-56*

БОРТОВОЙ АЛГОРИТМ ДЛЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-218Д

© 2016 А. В. Крамлих[1], М. Е. Мельник[2]

[1]Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва
[2]Акционерное общество «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В статье описываются алгоритмы определения ориентации и демпфирования угловых скоростей наноспутника SamSat-218Д, разработанного в Самарском государственном аэрокосмическом университете. В качестве источников информации в системе ориентации используются трёхосный магнитометр и датчики освещённости. Исполнительными органами, обеспечивающими демпфирование угловых скоростей на борту наноспутника, являются три магнитные катушки. В качестве алгоритма определения ориентации применяется известный метод векторного согласования с оригинальным критерием предварительной отбраковки измерений, поскольку метод векторного согласования имеет высокую чувствительность к ошибкам измерений. В качестве алгоритма демпфирования используется традиционный алгоритм B-dot. Изучено влияние начальных угловых скоростей на коэффициент магнитного момента в алгоритме управления B-dot. Поскольку непрерывный режим работы магнитных катушек на борту наноспутника в орбитальном полёте нецелесообразен из-за необходимости измерения вектора напряжённости магнитного поля Земли, то проведён анализ процесса демпфирования в дискретном режиме работы при различных величинах начальных угловых скоростей отделения наноспутника. Приведено сравнение быстродействия алгоритма в непрерывном и дискретном режимах работы при различных начальных угловых скоростях отделения.

Наноспутник, ориентация, демпфирование углового движения, трёхосный магнитометр, датчик Солнца, магнитная катушка, алгоритм.

Введение

В настоящее время в Самарском государственном аэрокосмическом университете завершена работа по созданию наноспутника стандарта CubeSat3USamSat-218Д [1]. Основным назначением наноспутника является изучение динамики его движения, отработка алгоритмов определения ориентации и демпфирования углового движения с использованием встроенных измерительных и исполнительных средств, входящих в состав бортовых модулей [1].

Ограничения, накладываемые принятым составом измерительных и исполнительных средств, а также характеристиками бортового компьютера формируют жёсткие требования на вычислительную сложность алгоритмов определения ориентации и демпфирования углового движения.

Системы координат, используемые для решения задачи определения ориентации и стабилизации

При решении задач определения ориентации и стабилизации используются следующие системы координат [1,2]:

1. Орбитальная система координат (ОСК) $OXYZ$ с началом в центре масс наноспутника; ось OZ направлена от притягивающего центра; ось OY совпадает с направлением вектора производной истинной аномалии (направление по бинормали к траектории центра масс); ось OX дополняет СК до правой.

Цитирование: Крамлих А.В., Мельник М.Е. Бортовой алгоритм для системы ориентации и стабилизации наноспутника SamSat-218Д // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 50-56.
DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-50-56

2. Связанная система координат (ССК) *Oxyz* с началом в центре масс наноспутника, расположенная таким образом, что центробежный момент инерции спутника $I_{yz} = 0$, ось *Ox* является продольной осью наноспутника.

Матрицу перехода от ОСК к ССК представим в виде:

$$\mathbf{B}_1 = b_{ij}, (i, j = \overline{1,3}),$$
$$b_{11} = \cos\alpha_n,$$
$$b_{12} = \sin\alpha_n \sin\gamma_a,$$
$$b_{13} = -\sin\alpha_n \cos\gamma_a,$$
$$b_{21} = \sin\alpha_n \sin\varphi_n,$$
$$b_{22} = \cos\varphi_n \cos\gamma_a - \cos\alpha_n \sin\varphi_n \sin\gamma_a,$$
$$b_{23} = \cos\varphi_n \sin\gamma_a + \cos\alpha_n \sin\varphi_n \cos\gamma_a,$$
$$b_{31} = \sin\alpha_n \cos\varphi_n,$$
$$b_{32} = -\sin\varphi_n \cos\gamma_a - \cos\alpha_n \cos\varphi_n \sin\gamma_a,$$
$$b_{33} = -\sin\varphi_n \sin\gamma_a + \cos\alpha_n \cos\varphi_n \cos\gamma_a.$$

Критерии отбраковки измерительной информации

В алгоритме определения ориентации наноспутника используются следующие критерии отбраковки измерительной информации.

Для отбраковки магнитометрических измерений необходим расчёт вектора напряжённости магнитного поля Земли (МПЗ) по выбранной модели. После расчёта модельных значений вектора напряжённости МПЗ отбраковываются измеренные векторы напряжённости с использованием соотношений:

$$\left|\mathbf{H}_{изм} - \mathbf{H}_{мод}\right| \le K_1 \delta\mathbf{H},$$
$$\delta\mathbf{H} = \left(\delta\mathbf{H}_{приб} + \delta\mathbf{H}_{мод}\right),$$

где $\mathbf{H}_{изм}$ – измеренное значение модуля вектора напряжённости МПЗ; $\mathbf{H}_{мод}$ – модельное значение модуля вектора напряжённости МПЗ; $\delta\mathbf{H}$ – допустимое отклонение; K_1 – коэффициент запаса ($K_1 > 1$); $\delta\mathbf{H}_{приб}$ – инструментальная погрешность; $\delta\mathbf{H}_{мод}$ – погрешность модели МПЗ.

Для отбраковки информации о токосъёме воспользуемся критерием, аналогичным критерию отбраковки магнитометрических измерений:

$$\left|\mathbf{S}_{изм} - \mathbf{S}_{мод}\right| \le K_2 \delta\mathbf{S},$$
$$\delta\mathbf{S} = \left(\delta\mathbf{S}_{приб} + \delta\mathbf{S}_{мод}\right),$$

где $\mathbf{S}_{изм}$ – измеренное значение тока в панелях СБ; $\mathbf{S}_{мод}$ – модельное значение тока в панелях СБ; $\delta\mathbf{S}$ – допустимое отклонение; K_2 – коэффициент запаса ($K_2 > 1$); $\delta\mathbf{S}_{приб}$ – инструментальная погрешность; $\delta\mathbf{S}_{мод}$ – погрешность модели токосъёма.

Алгоритм определения ориентации

В качестве алгоритма определения ориентации выбран двухвекторный алгоритм определения углового положения наноспутника [2]. На каждый момент времени расчёта ориентации имеем составляющие векторов **S** и **H** в ССК и ОСК. Составляющие единичных векторов **S** и **H** в ССК и ОСК связаны соотношениями:

$$\begin{vmatrix} S_x \\ S_y \\ S_z \end{vmatrix} = \mathbf{B}_1 \begin{vmatrix} S_X \\ S_Y \\ S_Z \end{vmatrix}, \quad \begin{vmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{vmatrix} = \mathbf{B}_1 \begin{vmatrix} H_X \\ H_Y \\ H_Z \end{vmatrix}.$$

Введём в рассмотрение орты

$$\mathbf{p} = \mathbf{H}, \quad \mathbf{q} = \frac{\mathbf{H} \times \mathbf{S} \times \mathbf{H}}{\left|\mathbf{H} \times \mathbf{S}\right|}, \quad \mathbf{r} = \frac{\mathbf{H} \times \mathbf{S}}{\left|\mathbf{H} \times \mathbf{S}\right|}.$$

Матрицы перехода $\mathbf{M_1}$, $\mathbf{M_2}$ от вспомогательной системы координат *Opqr* соответственно к осям ССК и ОСК имеют вид

$$\mathbf{M}_1^{\mathrm{T}} = \frac{1}{|\mathbf{H}\times\mathbf{S}|} a_{ij}, (i, j = \overline{1,3}),$$

$$a_{11} = H_x |\mathbf{H}\times\mathbf{S}|,$$
$$a_{12} = H_y |\mathbf{H}\times\mathbf{S}|,$$
$$a_{13} = H_z |\mathbf{H}\times\mathbf{S}|,$$
$$a_{21} = S_x - H_x (\mathbf{H},\mathbf{S}),$$
$$a_{22} = S_y - H_y (\mathbf{H},\mathbf{S}),$$
$$a_{23} = S_z - H_z (\mathbf{H},\mathbf{S}),$$
$$a_{31} = H_y S_z - H_z S_y,$$
$$a_{32} = H_z S_x - H_x S_z,$$
$$a_{33} = H_x S_y - H_y S_x,$$

$$\mathbf{M}_2^{\mathrm{T}} = \frac{1}{|\mathbf{H}\times\mathbf{S}|} c_{ij}, (i, j = \overline{1,3}),$$

$$c_{11} = H_X |\mathbf{H}\times\mathbf{S}|,$$
$$c_{12} = H_Y |\mathbf{H}\times\mathbf{S}|,$$
$$c_{13} = H_Z |\mathbf{H}\times\mathbf{S}|,$$
$$c_{21} = S_X - H_X (\mathbf{H},\mathbf{S}),$$
$$c_{22} = S_Y - H_Y (\mathbf{H},\mathbf{S}),$$
$$c_{23} = S_Z - H_Z (\mathbf{H},\mathbf{S}),$$
$$c_{31} = H_Y S_Z - H_Z S_Y,$$
$$c_{32} = H_Z S_X - H_X S_Z,$$
$$c_{33} = H_X S_Y - H_Y S_X.$$

Используя матрицы $\mathbf{M_1}$ и $\mathbf{M_2}$, найдём матрицу перехода от ОСК к ССК.

$$\mathbf{B}_2 = \mathbf{M}_1 \mathbf{M}_2^{\mathrm{T}}.$$

Углы α_n, γ_a находятся с помощью матриц $\mathbf{B}_1$ и $\mathbf{B}_2$ по известным тригонометрическим соотношениям.

Модель движения относительно центра масс наноспутника

Рассмотрим силы и моменты, действующие на наноспутник.

При орбитальном полёте наноспутника по заданной орбите основное влияние на него оказывают гравитационный и аэродинамический возмущающие моменты [1].

Запишем систему уравнений движения наноспутника в общем виде в осях ССК [3]:

$$\frac{d\vec{K}_0}{dt} + \vec{\omega}\times\vec{K}_0 = \vec{M}_0, \qquad (1)$$

где $\vec{\omega}$ – абсолютная угловая скорость; $\vec{K}_0 = I\vec{\omega}$ – вектор кинетического момента; I – тензор инерции; $\vec{M}_0$ – главный момент внешних сил.

Поскольку оси ССК являются главными центральными осями инерции наноспутника для точки О, то векторное уравнение (1) в проекциях на данные оси запишется в виде:

$$I_x\dot{\omega}_x + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z = M_{xв} + M_{xy},$$
$$I_y\dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_z\omega_x = M_{yв} + M_{yy},$$
$$I_z\dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y = M_{zв} + M_{zy},$$

где $M_{xв}$, $M_{yв}$, $M_{zв}$ – проекции главного момента внешних сил на оси ССК; M_{xy}, M_{yy}, M_{zy} – проекции управляющего момента на оси ССК; ω_x, ω_y, ω_z – проекции угловых скоростей $\vec{\omega}$ на оси ССК.

Учтём, что орбита круговая, и дополним динамические уравнения тремя кинематическими уравнениями, связывающими первые производные по времени Эйлеровых углов α_n, φ_n, γ_a (угол нутации – пространственный угол атаки α_n; угол собственного вращения – аэродинамический угол крена φ_n; угол прецессии – скоростной угол крена γ_a) с проекциями вектора угловых скоростей на связанные оси ω_x, ω_y, ω_z:

$$\omega_x = \dot{\gamma}_a \cos\alpha_n + \dot{\varphi}_n + \omega_0 b_{21},$$
$$\omega_y = \dot{\gamma}_a \sin\varphi_n \sin\alpha_n + \dot{\alpha}_n \cos\varphi_n + \omega_0 b_{22},$$
$$\omega_z = \dot{\gamma}_a \cos\varphi_n \sin\alpha_n - \dot{\alpha}_n \sin\varphi_n + \omega_0 b_{23},$$

где ω_0 – орбитальная скорость наноспутника.

В алгоритме демпфирования угловых скоростей наноспутника дипольный магнитный момент $\vec{M}$ формируется по закону [4; 5]

$$\vec{M} = -k\dot{\vec{H}},$$

где k – постоянный положительный коэффициент, $\dot{\vec{H}}$ – вектор производной напряжённости МПЗ.

Проекции дипольного магнитного момента на оси ССК имеют вид:

$$M_{xy} = -k\left(\dot{H}_y H_z - \dot{H}_z H_y\right),$$
$$M_{yy} = -k\left(\dot{H}_z H_x - \dot{H}_x H_z\right),$$
$$M_{zy} = -k\left(\dot{H}_x H_y - \dot{H}_y H_x\right),$$

где H_x, H_y, H_z – проекции вектора напряжённости МПЗ на оси ССК; $\dot{H}_x$, $\dot{H}_y$, $\dot{H}_z$ – проекции вектора производной напряжённости МПЗ на оси ССК.

Логика работы алгоритма заключается в следующем. По информации о направлении вращения вектора напряжённости МПЗ в ССК формируется управляющий момент, вращающий наноспутник в обратном направлении.

Коэффициент k соответствует максимальному дипольному моменту магнитной катушки. В зависимости от начальных угловых скоростей отделения наноспутника коэффициент k может принимать различные значения (рис. 1), причём предполагается, что закрутки вокруг продольной оси наноспутника нет, т.е. $\omega_x = 0{,}1\,°/\text{с}$. При запуске наноспутника в бортовой компьютер по умолчанию закладывается коэффициент для следующих начальных угловых скоростей: $\omega_x = 0{,}1\,°/\text{с}$, $\omega_y = 10\,°/\text{с}$, $\omega_z = 10\,°/\text{с}$. В дальнейшем он может быть изменён в зависимости от фактических скоростей отделения наноспутника.

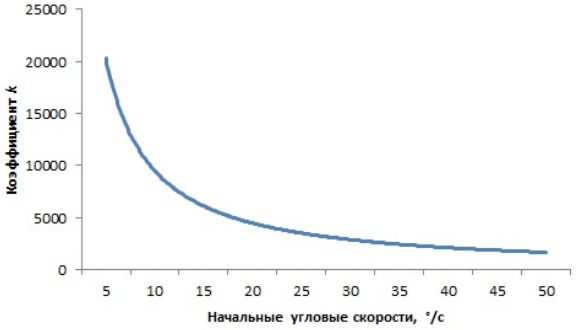


Рис. 1. Величина коэффициента k при различных начальных угловых скоростях отделения наноспутника

При решении задачи демпфирования начальных угловых скоростей наноспутника необходимо учитывать следующее ограничение: на наноспутнике невозможна одновременная работа магнитометра и магнитных катушек. Поэтому существуют два варианта: использовать математические модели на наноспутнике в орбитальном полёте (модель МПЗ и модель движения) или попеременно включать магнитометр и катушки. Первый вариант соответствует непрерывному режиму работы алгоритма демпфирования начальных угловых скоростей наноспутника, второй – дискретному.

Под непрерывным режимом работы алгоритма демпфирования начальных угловых скоростей наноспутника понимается режим, при котором ток на магнитные катушки подаётся непрерывно.

Под дискретным режимом работы алгоритма демпфирования начальных угловых скоростей наноспутника понимается режим, при котором ток на магнитные катушки подаётся в течение 16 секунд с интервалом в одну секунду для проведения измерения напряжённости МПЗ [1].

На рис. 2 представлено сравнение быстродействия алгоритма в непрерывном и дискретном режимах работы при различных начальных угловых скоростях отделения. Как видно из графиков, выигрыш по времени для непрерывного режима работы несущественный – около 30 %, а для больших начальных угловых скоростей – 10 %.

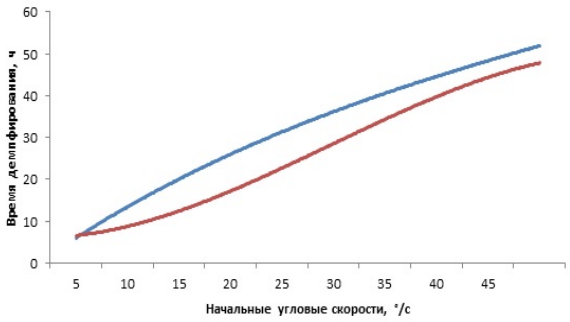


Рис. 2. Длительность процесса демпфирования в непрерывном и дискретном режимах работы при различных начальных угловых скоростях отделения наноспутника

Поэтому непрерывный режим работы алгоритма применим для проверки функционирования разработанного программного обеспечения, а в качестве бортового режима для наноспутника SamSat-218Д выбран дискретный режим работы алгоритма демпфирования угловой скорости.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках договора на проведение НИОКТР от 11.03.2013 г. № 122/12 «Создание высокотехнологичного производства маломассогабаритных космических платформ, информационных технологий и программно-аппаратного комплекса приёма и обработки гиперспектральных данных».

Библиографический список

1. Мельник М.Е. Моделирование процесса демпфирования угловых скоростей наноспутника SamSat-218Д после выхода из транспортно-пускового контейнера // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 1. С. 89-96. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-89-96

2. Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. М.: Машиностроение, 1984. 264 с.

3. Belokonov I.V., Kramlikh A.V., Timbai I.A. Low-orbital transformable nanosatellite: research of the dynamics and possibilities of navigational and communication problems solving for passive aerodynamic stabilization // Proceedings of 2th IAA Conference on Dynamics and Control of Space System (DYCOSS). 2014. V. 153. 15 p.

4. Whitford Ch., Forrest D. The CATSAT Attitude Control System // 12th AIAA/USU Conference on Small Satellites.
http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2252&context=smallsat.

5. Сёмкин Н.Д., Любимов В.В., Малышев В.И. Моделирование законов функционирования магнитных исполнительных органов при ориентации микроспутника по местной вертикали // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. 2012. Т. 15, № 1. С. 103-108.

Информация об авторах

Крамлих Андрей Васильевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры космического машиностроения, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: kramlikh@mail.ru. Область научных интересов: навигация, ориентация и управление космическими аппаратами, комплексирование и обработка информации.

Мельник Мария Евгеньевна, инженер-конструктор второй категории АО «РКЦ «Прогресс». E-mail: mashagrigoreva@gmail.com. Область научных интересов: алгоритмы управления угловым движением космического аппарата, комплексирование и обработка информации.

ON-BOARD ALGORITHM FOR SAMSAT-218D NANOSATELLITE ORIENTATION AND STABILIZATION SYSTEM

© 2016 A. V. Kramlikh[1], M. E. Melnik[2]

[1]Samara National Research University, Samara, Russian Federation
[2]JSC Space Rocket Center «Progress», Samara, Russia Federation

Algorithms for determining the attitude and angular rate damping of the SamSat-218D nanosatellite developed at Samara State Aerospace University are described in the paper. The date of the prospective launching of the satellite into the Earth orbit from Vostochniy spaceport is April, 2016. A triaxial magnetometer and luminance sensors are used as sources of information in the orientation system. Three magnetic coils serve as actuators providing the angular rate damping onboard the nanosatellite. A known method of vector coordination with the original criterion of preliminary measurement rejection is used as the orientation determination algorithm since the vector coordination method is very sensitive to measurement errors. The traditional B-dot algorithm is used as the damping algorithm. The influence of the initial angular rates on the magnetic moment coefficient in the B-dot control algorithm is studied. Since the continuous mode of operation of magnetic coils on board the nanosatellite is unpractical due to the necessity of measuring variations in the Earth magnetic field intensity vector the damping process is analyzed in the discrete mode of operation at different values of angular rates of nanosatelite separation. The comparison of the algorithm processing speed in the continuous and discrete operating modes at various initial angular rates of separation is given.

Nanosatellite, attitude, angular motion stabilization, triaxial magnetometer, solar sensor, magnetic coil, algorithm.

References

1. Melnik M.E. Simulation of the process of angular rate damping of the SamSat-218D nanosatellite after separation from the launching-transporting container. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no 1. P. 89-96. (In Russ.) DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-89-96

2. Belyaev M.Yu. *Nauchnye eksperimenty na kosmicheskikh korablyakh i orbital'nykh stantsiyakh* [Scientific experiments on spacecraft and orbital stations]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. 264 p.

3. Belokonov I.V., Kramlikh A.V., Timbai I.A. Low-orbital transformable nanosatellite: research of the dynamics and possibilities of navigational and communication problems solving for passive aerodynamic stabilization. *Proceedings of 2th IAA Conference on Dynamics and Control of Space System (DYCOSS)*. 2014. V. 153. 15 p.

4. Whitford C., Forrest D. The CATSAT Attitude Control System. *12th AIAA/USU Conference on Small Satellites.* Available at: http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2252&context=smallsat.

5. Semkin N.D., Lyubimov V.V., Malyshev V.I. Modeling the operation laws of magnetic control devices with orientation a microsatellite along the local vertical. *Physics of Wave Processes and Radio Systems*. 2012. V. 15, no. 1. P. 103-108. (In Russ.)

Citation: Kramlikh A.V., Melnik M.E. On-board algorithm for SamSat-218D nanosatellite orientation and stabilization system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 50-56.
DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-50-56

About the authors

Kramlikh Andrey Vasilyevich, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Space Mechanical Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: kramlikh@mail.ru. Area of Research: spacecraft navigation, orientation and control, information integrating and processing.

Melnik Maria Evgenievna, design engineer, JSC Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: mashagrigoreva@gmail.com. Area of Research: spacecraft angular motion control algorithms, information integration and processing.

УДК 629.78 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-57-67*

ОПТИМАЛЬНЫЕ ЗАКОНЫ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ УМЕНЬШЕНИЯ КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА И ДЕМПФИРОВАНИЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НАНОСПУТНИКОВ И МИКРОСПУТНИКОВ С МАГНИТНЫМИ КАТУШКАМИ НА БОРТУ

© 2016 В. В. Любимов, С. В. Подклетнова

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

Рассматривается получение оптимального закона управления бортовыми магнитными катушками, обеспечивающего уменьшение кинетического момента наноспутников и микроспутников до заданных малых величин с последующим их поддержанием. Показывается, что применение полученного оптимального закона управления способствует значительному увеличению быстродействия магнитной системы управления ориентацией в задаче уменьшения кинетических моментов указанных спутников до малых величин. Отдельно обсуждается вопрос о демпфировании угловой скорости спутников в соответствии с заданной эталонной моделью, представляющей собой систему из трёх независимых линейных однородных уравнений. Приводятся численные результаты применения законов в задаче уменьшения кинетического момента и угловых скоростей спутников. Определяются достоинства и недостатки, характерные для представленных законов управления магнитными моментами наноспутников и микроспутников.

Катушки, магнитный момент, закон управления, наноспутник, микроспутник, кинетический момент, демпфирование, уравнения движения.

Введение

Постоянное совершенствование бортовых устройств и оборудования, приводящее к уменьшению массы и размеров данных устройств, а также относительно небольшая стоимость малых спутников способствуют увеличению числа орбитальных группировок микроспутников и наноспутников. Системы управления ориентацией указанных спутников с длительными орбитальными сроками функционирования содержат в качестве исполнительных органов постоянные магниты [1;2] или электромагнитные катушки [3;4].

При отделении от базового комплекса наноспутники и микроспутники (будем в дальнейшем называть их спутниками) приобретают остаточные кинетические моменты [5]. Существует несколько известных законов управляемого уменьшения угловой скорости спутников, основывающихся на взаимодействии магнитного поля катушек с геомагнитным полем [4], [6-8]. На практике при уменьшении угловой скорости спутников наибольшее применение получил закон управления, описанный в [9]. Известно, что применение электромагнитных катушек в системе управления вращательным движением обеспечивает реализацию достаточно малых механических управляющих моментов [4]. В результате время, затрачиваемое на управление угловой скоростью спутников с катушками на борту, достигает значительных величин. В работе [10] был описан оптимальный по быстродействию закон управления магнитными катушками, приводящий к эффективному уменьшению угловой скорости микроспутника, имеющего форму, близкую к кубической.

Цитирование: Любимов В.В., Подклетнова С.В. Оптимальные законы управления для уменьшения кинетического момента и демпфирования угловой скорости наноспутников и микроспутников с магнитными катушками на борту // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 57-67.
DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-57-67

С целью улучшения характеристик быстродействия системы управления ориентацией (на этапе уменьшения кинетического момента спутников) ставится задача по разработке новых оптимальных законов управления электромагнитными катушками.

Рассмотрим нахождение закона уменьшения кинетического момента и закона демпфирования угловой скорости, которые являются оптимальными по быстродействию и реализуются посредством магнитных моментов бортовых катушек, установленных на микроспутнике или наноспутнике. Предположим, что управляемое уменьшение вектора кинетического момента спутника осуществляется до малых значений, определяемых погрешностью датчиков угловой скорости.

Уравнения вращательного движения спутника

Математическая модель вращательного движения спутника относительно центра масс содержит три динамических уравнения Эйлера и четыре кинематических уравнения для параметров Родрига-Гамильтона. Динамические уравнения вращательного движения спутника в связанной системе координат XYZ записываются следующим образом:

$$\frac{d\vec{K}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{K} = \vec{M}. \qquad (1)$$

Здесь $\vec{K} = (K_x, K_y, K_z)$ – вектор кинетического момента спутника;

$\vec{M} = (M_x, M_y, M_z)$ – вектор управляющего механического момента;

$M_x = L_y B_z - L_z B_y$, $M_y = L_z B_x - L_x B_z$, $M_z = L_x B_y - L_y B_x$; $\vec{L} = L_x\vec{i} + L_y\vec{j} + L_z\vec{k}$ – вектор магнитного момента, создаваемого катушками, расположенными вдоль осей *X, Y, Z*; $\vec{B} = B_x\vec{i} + B_y\vec{j} + B_z\vec{k}$ – вектор магнитной индукции геомагнитного поля;

OXYZ – главная центральная связанная со спутником система координат.

Вектор магнитной индукции рассчитывается в соответствии с моделью прямого диполя, являющейся простейшей моделью магнитного поля Земли. В этом случае проекции вектора магнитной индукции на оси орбитальной системы координат $X_o Y_o Z_o$ записываются в виде [4]:

$$\begin{aligned} B_{x0} &= \mu_e \sin i \cos u / r^3, \\ B_{y0} &= \mu_e \cos i / r^3, \\ B_{z0} &= -2\mu_e \sin i \sin u / r^3, \end{aligned} \qquad (2)$$

10^{22}

где μ_e = 8,1×10^{22} $Ам^2$ – магнитный постоянная Земли; i – наклонение орбиты; u – аргумент широты; r – радиус круговой орбиты спутника.

Кинематические параметры Родрига-Гамильтона определяются из решения следующей системы уравнений [11]:

$$2\frac{d\chi_0}{dt} = -\omega_x\chi_1 - \omega_y\chi_2 - \omega_z\chi_3, \qquad (3)$$

$$2\frac{d\chi_1}{dt} = \omega_x\chi_0 + \omega_z\chi_2 - \omega_y\chi_3, \qquad (4)$$

$$2\frac{d\chi_2}{dt} = \omega_y\chi_0 + \omega_x\chi_3 - \omega_z\chi_1, \qquad (5)$$

$$2\frac{d\chi_3}{dt} = \omega_z\chi_0 + \omega_y\chi_1 - \omega_x\chi_2, \qquad (6)$$

где $\vec{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ – вектор угловой скорости спутника.

Оптимальный закон управления магнитными моментами катушек для уменьшения кинетического момента спутника

Получим оптимальный закон управления магнитными моментами катушек, позволяющий уменьшить кинетический момент спутника до заданных малых величин. Задача состоит в следующем: требуется определить величины магнитных моментов L_x, L_y, L_z, при которых угловые

скорости $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ переходят от начальных немалых величин $(\omega_x(0), \omega_y(0), \omega_z(0))$ в окрестность начала координат $(0,0,0)$. В процессе решения данной задачи необходимо обеспечить достижение минимума функционала [12]:

$$G(M) = I_x\dot{\omega}_x^2 + I_y\dot{\omega}_y^2 + I_z\dot{\omega}_z^2, \qquad (7)$$

где I_x, I_y, I_z – осевые моменты инерции спутника. Предположим, что спутник имеет форму параллелепипеда и его моменты инерции:

$$I_x = \frac{m\left(b^2 + c^2\right)}{12},\ I_y = \frac{m\left(a^2 + c^2\right)}{12},$$

$$I_z = \frac{m\left(b^2 + a^2\right)}{12}.$$

Здесь m – масса спутника; a, b, c – размеры спутника относительно осей X, Y, Z.

Для достижения минимума функционала (7) применяется градиентный метод [12]. Функционал (7) характеризует величину энергии ускорения вращательного движения. Значение функционала (7) в каждый момент времени движения должно принадлежать малой окрестности своего минимума. Можно показать, что дифференциальный закон, описывающий достижение функционалом $G(M)$ своего минимума в простейшем случае имеет вид:

$$\begin{aligned}
\frac{dM_x}{dt} &= -\left(\lambda_{xx}\frac{\partial G(M)}{\partial M_x} + \lambda_{xy}\frac{\partial G(M)}{\partial M_y} + \lambda_{xz}\frac{\partial G(M)}{\partial M_z}\right),\\
\frac{dM_y}{dt} &= -\left(\lambda_{yx}\frac{\partial G(M)}{\partial M_x} + \lambda_{yy}\frac{\partial G(M)}{\partial M_y} + \lambda_{yz}\frac{\partial G(M)}{\partial M_z}\right),\\
\frac{dM_z}{dt} &= -\left(\lambda_{zx}\frac{\partial G(M)}{\partial M_x} + \lambda_{zy}\frac{\partial G(M)}{\partial M_y} + \lambda_{zz}\frac{\partial G(M)}{\partial M_z}\right),
\end{aligned} \qquad (8)$$

где $\frac{\partial G(M)}{\partial M_x} = 2\dot{\omega}_x$, $\frac{\partial G(M)}{\partial M_y} = 2\dot{\omega}_y$, $\frac{\partial G(M)}{\partial M_z} = 2\dot{\omega}_z$; постоянные величины λ_{mn}, $m,n=i,j,k$ образуют матрицу

$$\Lambda = \begin{pmatrix} \lambda_{xx} & \lambda_{xy} & \lambda_{xz} \\ \lambda_{yx} & \lambda_{yy} & \lambda_{yz} \\ \lambda_{zx} & \lambda_{zy} & \lambda_{zz} \end{pmatrix}.$$

Проинтегрировав систему (8) при начальных величинах механических моментов и начальных значениях угловых скоростей, обеспечивающих взаимную компенсацию данных начальных величин, получим:

$$\begin{aligned}
M_x &= -\left(\lambda_{xx}\omega_x + \lambda_{xy}\omega_y + \lambda_{xz}\omega_z\right),\\
M_y &= -\left(l_{yx}w_x + l_{yy}w_y + l_{yz}w_z\right),\\
M_z &= -\left(\lambda_{zx}\omega_x + \lambda_{zy}\omega_y + \lambda_{zz}\omega_z\right).
\end{aligned} \qquad (9)$$

Вычисление магнитных моментов бортовых катушек

Запишем управляющие моменты: $M_X = L_yB_z - L_zB_y$, $M_y = L_zB_x - L_xB_z$, $M_z = L_xB_y - L_yB_x$. Приравняв данные соотношения и выражения (9), получим:

$$\begin{aligned}
L_yB_z - L_zB_y &= -\left(\lambda_{xx}\omega_x + \lambda_{xy}\omega_y + \lambda_{xz}\omega_z\right),\\
L_zB_x - L_xB_z &= -\left(\lambda_{yx}\omega_x + \lambda_{yy}\omega_y + \lambda_{yz}\omega_z\right),\\
L_xB_y - L_yB_x &= -\left(\lambda_{zx}\omega_x + \lambda_{zy}\omega_y + \lambda_{zz}\omega_z\right).
\end{aligned} \qquad (10)$$

Из первого и второго уравнений системы (10) выразим магнитные моменты L_y и L_x соответственно. В результате получим:

$$L_y = \frac{L_z B_y}{H_z} - 2\frac{\left(\lambda_{xx}\omega_x + \lambda_{xy}\omega_y + \lambda_{xz}\omega_z\right)}{B_z},$$
$$L_x = \frac{L_z B_x}{H_z} + 2\frac{\left(\lambda_{yx}\omega_x + \lambda_{yy}\omega_y + \lambda_{yz}\omega_z\right)}{B_z}. \quad (11)$$

Третью составляющую вектора магнитного момента L_z можно найти из известных законов управления [4]. После подстановки выражений (11) в третье уравнение системы (10) получаем равенство, выполнение которого необходимо для решения задачи по оптимальному по быстродействию уменьшению кинетического момента спутников:

$$\left(\lambda_{yx}H_y + \lambda_{xx}H_x + \lambda_{zx}H_z\right)\omega_x +$$
$$+\left(\lambda_{yy}H_y + \lambda_{xy}H_x + \lambda_{zy}H_z\right)\omega_y +$$
$$+\left(\lambda_{yz}H_y + \lambda_{xz}H_x + \lambda_{zz}H_z\right)\omega_z = 0.$$

Если матрица Λ отвечает условию об определённой положительности квадратичной формы $(\omega^T \Lambda\omega > 0)$, то управляемое движение системы, описывающей вращательное движение спутника, является асимптотически устойчивым. В этом случае вектор составляющих угловой скорости $\omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z) \to 0$ при условии, что время $t \to \infty$. Следовательно, управляющие моменты, вычисляемые из выражений (10), обеспечивают решение задачи по уменьшению кинетического момента спутника до заданных малых значений.

Рассмотрим два частных случая.

1. Простейший частный случай: матрица Λ является единичной. Если единичная матрица Λ удовлетворяет условию $\omega^T \Lambda\omega > 0$, то уравнения (10) в этом случае принимают вид:

$$L_y B_z - L_z B_y = -2\omega_x,$$
$$L_z B_x - L_x B_z = -2\omega_y, \quad (12)$$
$$L_x B_y - L_y B_x = -2\omega_z.$$

Решая систему (10) с учётом элементов единичной матрицы Λ, находим:

$$L_x = \frac{L_z B_x}{B_z} + 2\frac{\omega_y}{B_z},$$
$$L_y = \frac{L_z B_y}{B_z} - 2\frac{\omega_x}{B_z}. \quad (13)$$

Третья составляющая вектора магнитного момента L_z может быть найдена из известных законов управления [6]. Выражения (13) позволяют решить задачу оптимального уменьшения кинетического момента при выполнении равенства $B_x\omega_x + B_y\omega_y + B_z\omega_z = 0$.

2. Рассмотрим матрицу Λ следующего вида:

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

Данная матрица, как и единичная, отвечает условиям Сильвестра об определённой положительности квадратичной формы. Уравнения (10) во втором случае записываются таким образом:

$$L_y B_z - L_z B_y = -2(\omega_x + \omega_y),$$
$$L_z B_x - L_x B_z = -2\cdot(\omega_y + \omega_z), \quad (14)$$
$$L_x B_y - L_y B_x = -2\cdot(\omega_x + \omega_z).$$

Из решения системы (14) с учётом элементов рассматриваемой матрицы Λ находим:

$$L_x = \frac{L_z B_x}{B_z} + 2\frac{\omega_y}{B_z} + 2\frac{\omega_z}{B_z}, \quad (15)$$
$$L_y = \frac{L_z B_y}{B_z} + \frac{2\omega_x}{B_x} + \frac{2B_y\omega_y}{B_x B_z} + \frac{2\omega_z}{B_x}\left(1 + \frac{B_y}{B_z}\right).$$

Третья составляющая вектора магнитного момента L_z может быть найдена из известных законов управления [6]. Для

решения поставленной задачи требуется выполнение равенства:

$(B_x + B_z)\omega_x + (B_x + B_z)\omega_z + (B_y + B_z)\omega_z = 0$.

На рис. 1 представлена зависимость трёх составляющих кинетического момента микроспутника массой 75 кг в форме прямоугольного параллелепипеда. Для кинетического момента данного спутника использовался закон управления (13).

В процессе моделирования было обеспечено выполнение равенства $B_x\omega_x + B_y\omega_y + B_z\omega_z = 0$. Третья составляющая магнитного момента определялась из известного закона управления [4]: $L_z = I_x\omega_x B_y - I_y\omega_y B_x$. На рис. 1 изменение составляющих кинетического момента спутника $\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t)$ показано сплошной, штриховой и штрихпунктирной линиями соответственно. Из рис. 1 следует, что применение простейшего закона управления (13) обеспечивает эффективное уменьшение составляющих кинетического момента спутника. При этом уменьшение угловой скорости до величин менее 0.1 град/с достигается за время управления, равное восьмидесяти секундам.

Далее наблюдается более медленный процесс, приводящий к постепенному уменьшению угловой скорости и кинетического момента спутника.

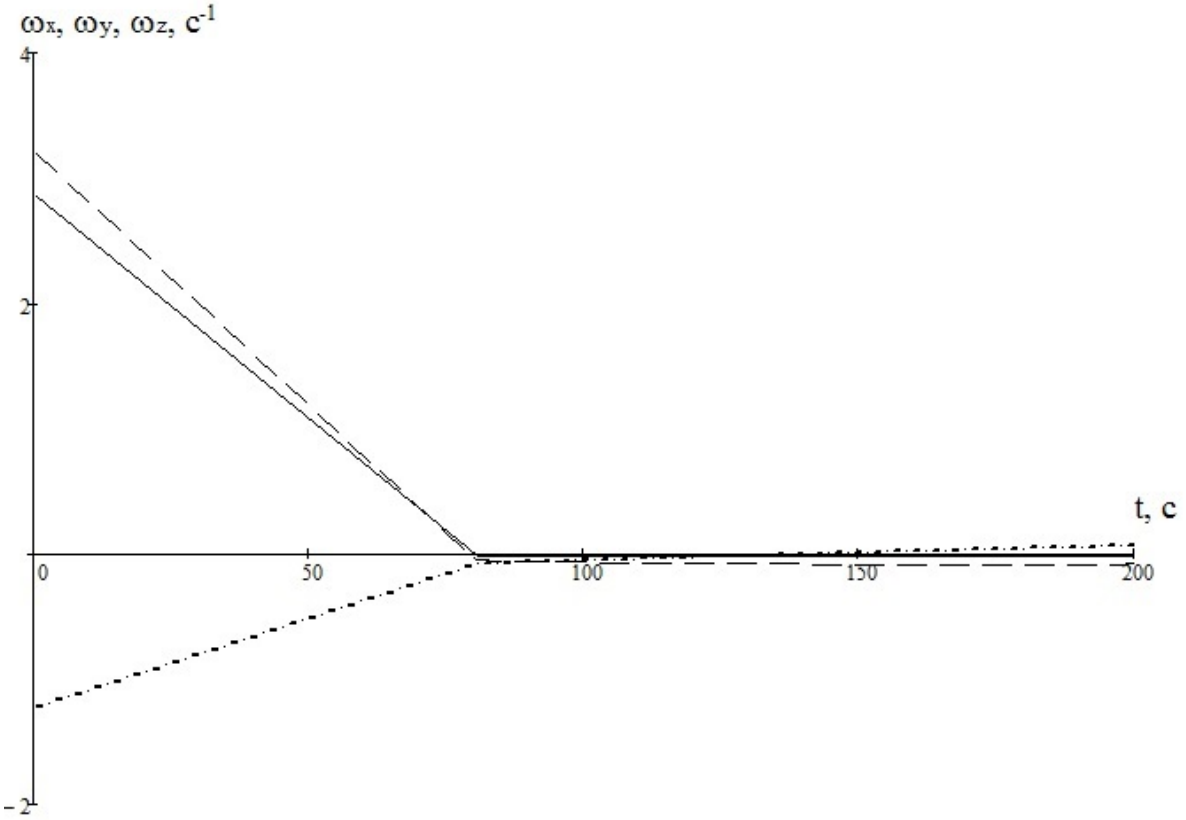


Рис. 1. Изменение составляющих кинетического момента спутника при использовании закона (13)

Демпфирование угловой скорости наноспутников и микроспутников

Механические управляющие моменты (9) переводят систему в состояние покоя по произвольной неконтролируемой траектории, так как они были получены без учёта требований к переходному процессу. Найдём управляющие моменты M_x, M_y, M_z, при которых система из произвольного состояния $\omega(0)$ переходит в окрестность начала координат $\omega = 0$ и остаётся в этой окрестности бесконечно долго. При этом траектория управляемого

движения по угловой скорости должна совпадать с требуемой точностью с траекторией, определяемой системой независимых дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned}&\ddot{\omega}_x^* + \gamma_{x1}\dot{\omega}_x^* + \gamma_{x0}\omega_x^* = 0,\\ &\ddot{\omega}_y^* + \gamma_{y1}\dot{\omega}_y^* + \gamma_{y0}\omega_y^* = 0,\\ &\ddot{\omega}_z^* + \gamma_{z1}\dot{\omega}_z^* + \gamma_{z0}\omega_z^* = 0,\end{aligned} \quad (16)$$

где $\gamma_{x1}, \gamma_{x0}, \gamma_{y1}, \gamma_{y0}, \gamma_{z1}, \gamma_{z0}$ – положительные числа; $\omega_x^*, \omega_y^*, \omega_z^*$ – угловые скорости, определяемые из эталонной модели (16). В соответствии с уравнениями (16) при $t \to \infty$ выполняются предельные соотношения:

$$\begin{aligned}&\omega_x^*(t) \to 0,\\ &\omega_y^*(t) \to 0,\\ &\omega_z^*(t) \to 0.\end{aligned} \quad (17)$$

Перевод спутника в заданное состояние будем осуществлять в соответствии с фазовыми траекториями движения эталонной модели (16). Точность приближения управляемых процессов

$\omega_x(t) \to 0, \omega_y(t) \to 0, \omega_z(t) \to 0$

к эталонным предельным соотношениям (17) оценивается величиной функционала:

$$G(M) = \frac{1}{2}\sum_{k=x,y,z} I_k\left[\dot{\omega}_s^*(t,M) - \dot{\omega}_s(t,M)\right]^2, \quad (18)$$

характеризующего энергию ускорения вращательного движения, рассчитываемую в окрестности фазовых траекторий эталонных моделей.

Пусть M_x^*, M_y^*, M_z^* – управляющие моменты, которые характеризуют абсолютный минимум функционала (18), достигаемый при выполнении равенства $G(M^*) = 0$ в некоторый момент времени $t > 0$. В этом случае управляющие моменты спутника равны

$$\begin{aligned}&M_x^* = \frac{m}{12}\left[\left(b^2 + c^2\right)\dot{\omega}_x^* + \left(b^2 - c^2\right)\omega_y^*\omega_z^*\right],\\ &M_y^* = \frac{m}{12}\left[\left(a^2 + c^2\right)\dot{\omega}_y^* + \left(a^2 - c^2\right)\omega_x^*\omega_z^*\right],\\ &M_z^* = \frac{m}{12}\left[\left(a^2 + b^2\right)\dot{\omega}_z^* + \left(b^2 - a^2\right)\omega_x^*\omega_y^*\right].\end{aligned} \quad (19)$$

Величины $\dot{\omega}_x^*$, $\dot{\omega}_y^*$, $\dot{\omega}_z^*$ представляют собой значения ускорений, при которых выполняются равенства: $\omega_x(t) = \omega_x^*(t)$, $\omega_y(t) = \omega_y^*(t)$, $\omega_z(t) = \omega_z^*(t)$.

Выполняя аналогичные (8) и (9) преобразования, получим следующие выражения для механических моментов спутника:

$$\begin{aligned}&M_x^* = r_{xx}\left(\omega_x^* - \omega_x\right) + r_{xy}\left(\omega_y^* - \omega_y\right) + r_{xz}\left(\omega_z^* - \omega_z\right),\\ &M_y^* = r_{yx}\left(\omega_x^* - \omega_x\right) + r_{yy}\left(\omega_y^* - \omega_y\right) + r_{yz}\left(\omega_z^* - \omega_z\right),\\ &M_z^* = r_{zx}\left(\omega_x^* - \omega_x\right) + r_{zy}\left(\omega_y^* - \omega_y\right) + r_{zz}\left(\omega_z^* - \omega_z\right),\end{aligned} \quad (20)$$

где $r_{ij}, i, j = (x, y, z)$ – положительные числа.

Запишем динамические уравнения в векторной форме:

$$\dot{\omega} = F \cdot \omega + u. \quad (21)$$

Здесь матрица F имеет вид:

$$F = \begin{Vmatrix} 0 & \frac{c^2 - b^2}{c^2 + b^2}\omega_z & 0\\ \frac{a^2 - c^2}{a^2 + c^2}\omega_z & 0 & 0\\ 0 & \frac{b^2 - a^2}{a^2 + b^2}\omega_x & 0 \end{Vmatrix}.$$

Функцию управления угловыми скоростями в уравнении (21) запишем следующим образом:

$$u = K \cdot (\omega^* - \omega), \quad (22)$$

где элементы матрицы $\left[\omega_x^* \quad \omega_y^* \quad \omega_z^*\right]^T$ определяются в форме аналитических решений эталонной модели (16), матрица K имеет вид:

$$K = \begin{Vmatrix} r_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & r_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & r_{zz} \end{Vmatrix}.$$

Таким образом, процесс управляемого демпфирования угловых скоростей спутника, учитывающий эталонную модель (16), описывается системой динамических уравнений (21) и системой кинематических уравнений (3) – (6).

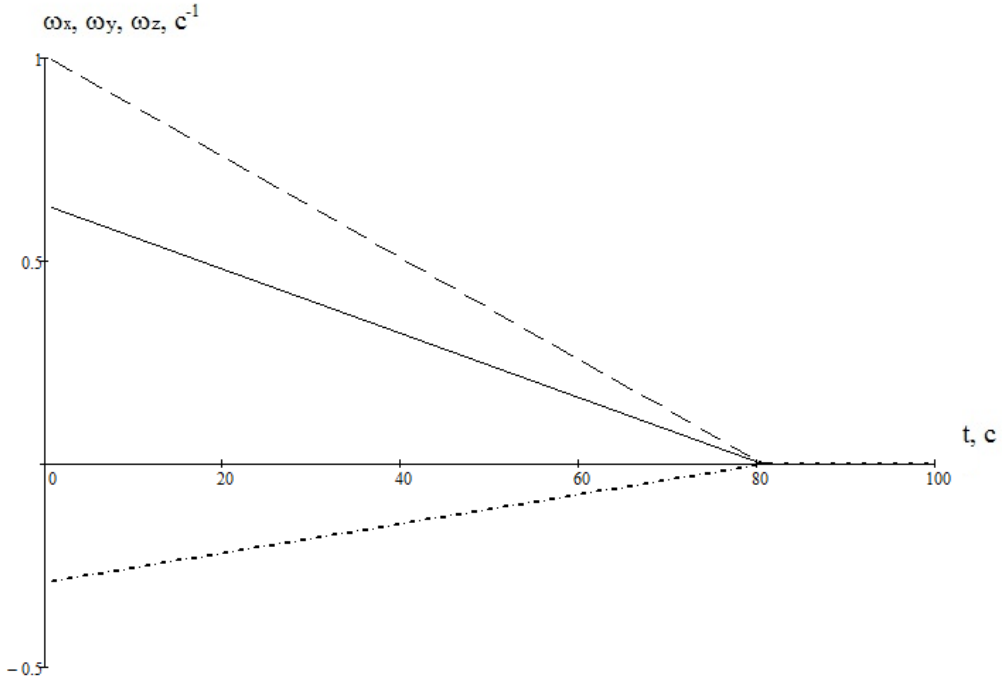


Рис. 2. Изменение угловой скорости спутника при использовании эталонной модели (16) и закона (13)

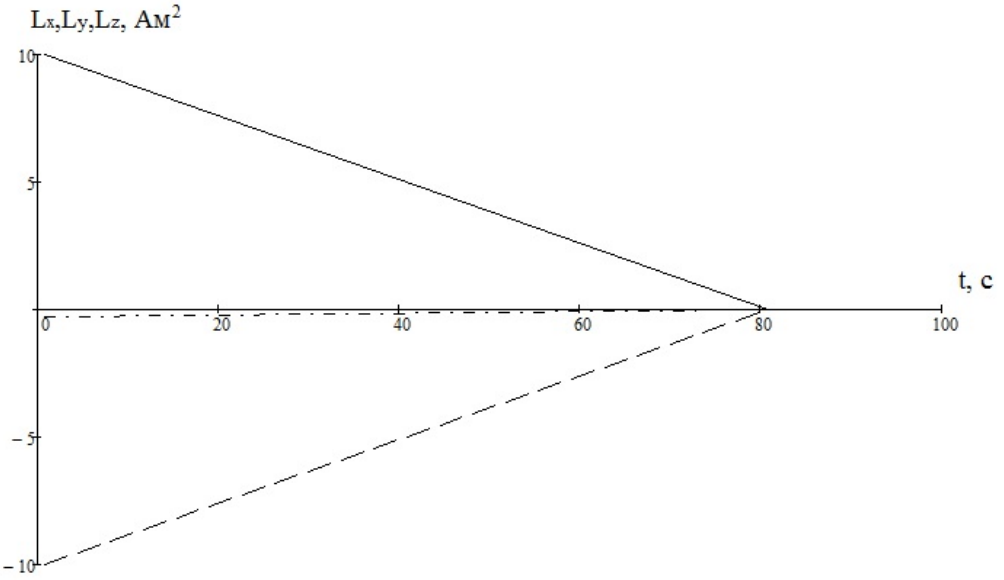


Рис. 3. Изменение магнитных моментов спутника при использовании эталонной модели (16) и закона (13)

На рис. 2, 3 показано уменьшение составляющих угловой скорости $\omega_x(t)$, $\omega_y(t)$, $\omega_z(t)$ и изменение трёх магнитных моментов катушек $L_x(t)$, $L_y(t)$, $L_z(t)$ соответственно. Как и ранее, при численном моделировании рассматривался микроспутник с массой 75 кг. При определении угловых скоростей $\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t)$ предполагалось, что справедливы соотношения: $\omega_x(t) = \omega_x^*(t)$, $\omega_y(t) = \omega_y^*(t)$, $\omega_z(t) = \omega_z^*(t)$. Поэтому угловые скорости микроспутника $\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t)$ определялись из аналитических решений системы (16).

Результаты численного моделирования показывают, что управление угловой скоростью спутника в соответствии с эталонной моделью (16) обеспечивает получение аналогичных результатов по быстродействию по сравнению с уменьшением угловой скорости, наблюдающимся при управляемом уменьшении кинетического момента. Кроме того, при использовании эталонной модели качество переходного процесса при достижении и поддержании малых значений угловой скорости существенно выше, чем в случае оптимального демпфирования, производимого без учёта эталонной модели.

Другим важным аспектом является характер изменения магнитных моментов катушек. При управляемом демпфировании угловых скоростей с учётом эталонной модели наблюдается более интенсивное уменьшение величин магнитных моментов. В результате одновременно с увеличением быстродействия процесса управления при использовании эталонной модели имеет место более экономное расходование электроэнергии на борту.

Заключение

Результаты моделирования показывают, что закон управления магнитными моментами катушек, основанный на использовании выражений (10), позволяет производить оптимальное по быстродействию уменьшение как кинетического момента, так и угловой скорости наноспутников и микроспутников.

Применение закона управления (13) обеспечивает оптимальный по быстродействию процесс уменьшения угловой скорости наноспутника, близкого по форме к кубической [10]. Оптимальное демпфирование в соответствии с эталонной моделью (16) способствуют достижению лучших результатов по качеству переходного процесса управления и поддержанию малых величин угловой скорости. Энергетические затраты на процесс управления в этом случае меньше, чем при оптимальном управлении без учёта эталонной модели.

Таким образом, традиционные законы управления магнитными моментами катушек являются удобными для практической реализации, но они не обеспечивают высокого быстродействия процесса управления. Использование оптимальных законов демпфирования угловой скорости наноспутников и микроспутников позволяет существенно увеличить быстродействие системы управления. Следует также отметить, что применение новых оптимальных законов управления (12), (13), (14) требует выполнения дополнительных математических тождеств, что затрудняет их практическую реализацию.

Библиографический список

1. Любимов В.В. Внешняя устойчивость резонансов при движении асимметричного твёрдого тела с сильным магнитом в геомагнитном поле // Известия Российской академии наук. Механика твёрдого тела. 2010. № 1. С. 13-27.

2. Любимов В.В. Об особенностях в возмущённом вращательном движении спутника с сильным магнитом на борту // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2009. № 2. С. 29-31.

3. Slavinskis A., Kvell U., Kulu E., Sünter I., Kuuste H., Lätt S., Voormansik K., Noorma M. High spin rate magnetic controller for nanosatellites // Acta Astronautica. 2014. V. 95, Iss. 1. P. 218-226. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.11.014

4. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1975. 248 с.

5. Калаев М.П., Любимов В.В., Сёмкин Н.Д. Полунатурное и имитационное моделирование процесса отделения микроспутника // Гироскопия и навигация. 2014. № 2 (85). С. 52-60.

6. Сёмкин Н.Д., Любимов В.В., Малышев В.И. Моделирование законов функционирования магнитных исполнительных органов при ориентации микроспутника по местной вертикали // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. 2012. Т. 15, № 1. С. 103-108.

7. Лебедев А.С., Любимов В.В., Сёмкин Н.Д. Моделирование управляемого движения микроспутника с магнитными и гравитационными исполнительными органами // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2012. № 7. С. 39-44.

8. Любимов В.В., Подклетнова С.В. Расчёт управляющих магнитных моментов в задаче демпфирования угловых скоростей // Известия Самарского научного центра РАН. 2013. Т. 15, № 6 (4). С. 861-867.

9. Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д.С., Карпенко С.О. Исследования алгоритма активного магнитного демпфирования // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 2. С. 176-182.

10. Lyubimov V.V., Podkletnova S.V., Osipov A.A. Simulating the process of microsatellite angular velocity decrease using various laws of electromagnetic coil control // 22nd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2015 – Proceedings. 2015. P. 484-487.

11. Бранец В.Н., Шмыглевский Н.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твёрдого тела. М.: Наука, 1973. 320 с.

12. Крутько П.Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления. Цикл лекций: уч. пособие для втузов. М.: Машиностроение, 2004. 576 с.

Информация об авторах

Любимов Владислав Васильевич, доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой высшей математики, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: vlubimov@mail.ru. Область научных интересов: динамика космического полёта, математическое моделирование движения космических аппаратов.

Подклетнова Светлана Владимировна, кандидат физико-математических наук, доцент, доцент кафедры высшей математики, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: matema@narod.ru. Область научных интересов: математическое моделирование движения космических аппаратов.

OPTIMAL CONTROL LAWS OF ONBOARD COILS FOR THE REDUCTION OF ANGULAR MOMENTUM AND DAMPING OF ANGULAR VELOCITY OF NANOSATELLITES AND MICROSATELLITES WITH MAGNETIC COILS ON BOARD

© 2016 V. V. Lyubimov, S. V. Podkletnova

Samara National Research University, Samara, Russian Federation

Obtaining a new optimal law of controlling onboard magnetic coils that would provide reduction of the angular momentum of nanosatellites and microsatellites to a predetermined small value and subsequently maintaining it is discussed in the paper. The study shows that the use of a new time-optimal control law contributes to a significant increase in the high speed performance of the magnetic attitude control system in the tasks of reducing angular momentum of satellites to small values. The problem of satellite angular rate damping in accordance with a reference model – a system of three independent linear homogeneous equations – is discussed as well. Some numerical results of the application of these laws to the problem of reduction of satellite angular momentum and angular velocity are presented. Advantages and drawbacks of the new time-optimal laws of control of angular momentum of nanosatellites and microsatellites are specified.

Coils, magnetic moment, control law, nanosatellite, microsatellite, angular momentum, damping, equations of motion.

References

1. Lyubimov V.V. External stability of resonances in the motion of an asymmetric rigid body with a strong magnet in the geomagnetic field. *Mechanics of Solids*. 2010.V. 45, Iss. 1. P. 10-21. DOI: 10.3103/S0025654410010036

2. Lyubimov V.V**.** Some features of disturbed rotational motion of a satellite with a strong onboard magnet. *Russian Aeronautics*. 2009. V. 52, Iss. 2. P. 172-175. DOI: 10.3103/S106879980902007X

3. Slavinskis A., Kvell U., Kulu E., Sünter I., Kuuste H., Lätt S., Voormansik K. and Noorma M. High spin rate magnetic controller for nanosatellites. *Acta Astronautica*. 2014. V. 95, Iss. 1. P. 218-226. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.11.014

4. Kovalenko A.P. *Magnitnye sistemy upravleniya kosmicheskimi letatel'nymi apparatami* [Magnetic spacecraft attitude control systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1975. 248 p.

5. Kalaev M.P., Lyubimov V.V., Siomkin N.D. Seminatural modeling and numerical simulation for the process of the small satellite separation. *Giroskopiya i navigatsiya*. 2014. № 2 (85). P. 52-60. (In Russ.)

6. Semkin N. D., Lyubimov V.V., Malyshev V.I. Modeling the operation laws of magnetic control devices with orientation a microsatellite along the local vertical. *Physics of Wave Processes and Radio Systems*. 2012. V. 15, no. 1. P.103-108. (In Russ.)

7. Lebedev A.S., Lyubimov V.V., Semkin N.D. Maintenance of Orientation of Microsatellite With The Magnetic And Gravitational Executive Devices. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2012. No. 7. P. 39-44. (In Russ.)

8. Lyubimov V.V., Podkletnova S.V. The calculation of control of the magnetic moments in the problem of damping of angular velocities of the cubic microsatellite. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2013. V. 15, no. 6 (4). P. 861-867. (In Russ.)

Citation: Lyubimov V.V., Podkletnova S.V. Optimal control laws of onboard coils for the reduction of angular momentum and damping of angular velocity of nanosatellites and microsatellites with magnetic coils on board. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 57-67. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-57-67

9. Ovchinnikov M.Yu., Pen'kov V.I., Roldugin D.S., Karpenko S.O. Investigation of the effectiveness of an algorithm of active magnetic damping. *Cosmic Research*. 2012. V. 50, Iss. 2. P. 170-176. DOI: 10.1134/S0010952512010078

10. Lyubimov V.V., Podkletnova S.V., Osipov A.A. Simulating the process of microsatellite angular velocity decrease using various laws of electromagnetic coil control. *22nd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2015 – Proceedings*. 2015. P. 484-487.

11. Branets V.N., Shmyglevskiy N.P. *Primenenie kvaternionov v zadachakh orientatsii tverdogo tela* [Application of quaternions in problems of solid body orientation]. Moscow: Nauka Publ., 1973. 320 p.

12. Krut'ko P.D. *Obratnye zadachi dinamiki v teorii avtomaticheskogo upravleniya. Tsikllektsiy: uchebnoe posobie dlya vtuzov* [Inverse problems of dynamics in the theory of automatic control]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2004. 576 p.

About the authors

Lyubimov Vladislav Vasilievich, Doctor of Science (Engineering), Assistant Professor, Head of the Department of Advanced Mathematics, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: vlubimov@mail.ru. Area of Research: space flight dynamics, mathematical modeling of spacecraft.

Podkletnova Svetlana Vladimirovna, Candidate of Physics and Mathematics, Associate Professor, Assistant Professor of the Department of Advanced Mathematics, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: matema@narod.ru. Area of Research: mathematical modeling of spacecraft.

УДК 629.78 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-68-79*

МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РАЗРАБОТКИ ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2016 Н. Р. Стратилатов[1], В. И. Куренков[2], А. С. Кучеров[2], А. А. Якищик[2]

[1]Акционерное общество «РКЦ «Прогресс», г. Самара
[2]Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

Изложены методические основы разработки проблемно-ориентированной системы (ПОС) автоматизированного проектирования, позволяющей в интерактивном режиме изменять постановки проектных задач, проводить уточнения проектных параметров и оперативно получать необходимые результаты для формирования проектного облика космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли. Процесс постановки и решения задачи в ПОС автоматизированного проектирования включает следующие этапы: задание параметров, характеризующих объект проектирования, и зависимостей между ними; постановка проектной задачи путём указания подмножества входных параметров (заданных величин) и множества выходных параметров (искомых величин); проверка корректности и разрешимости задачи; определение для каждой переменной уравнения, из которого она может быть найдена; разбиение математической модели на отдельные частные модели; поиск последовательности решения задачи; получение численных значений выходных параметров. Разработка ПОС автоматизированного проектирования может быть выполнена с использованием методов теории множеств и теории графов, что позволяет в дальнейшем автоматизировать процесс решения проектных задач. Рассматриваемая методика реализована в программном комплексе, разработанном на языке программирования Java и позволяющем решать проектные задачи большой размерности. Приведены иллюстрирующие примеры.

Космический аппарат, постановки проектных задач, заимствуемые элементы, входные и выходные параметры, многовариантность, формализация, автоматизация проектирования, проблемно-ориентированная система, теория графов.

В процессе начального этапа проектирования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) возникает множество вопросов, связанных с уточнением и увязкой проектных параметров, которые должны обеспечивать выполнение основных целевых задач КА. Это связано с изменением характеристик каких-либо элементов бортовых систем применительно к проектируемому КА с необходимостью разработки новых элементов или использованию заимствованных, возвратов к прежним проектным решениям и др.

Проектные характеристики различных составных частей КА, как правило, связаны между собой множеством уравнений различного типа в явной и неявной форме, в виде алгоритмов и др. При традиционном подходе делается постановка задачи проектирования (что дано и что определить), пишется соответствующий алгоритм решения и разрабатывается программное обеспечение. Однако, при изменении постановок задач (например, принято решение об использовании на проектируемом КА солнечной батареи с другого типа КА), алгоритм решения задачи и программное обеспечение должны меняться, что требует дополнительных затрат.

В статье показана возможность автоматизированной постановки и решения проектных задач по выбору основных проектных характеристик КА ДЗЗ.

Цитирование: Стратилатов Н.Р., Куренков В.И., Кучеров А.С., Якищик А.А. Методические основы разработки проблемно-ориентированной системы выбора основных проектных параметров космических аппаратов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 68-79. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-68-79

Одним из перспективных путей решения подобного рода задач является разработка специального инструментария, называемая проблемно-ориентированной системой (ПОС) автоматизированного проектирования.

К числу преимуществ ПОС относятся:

- реализация автоматической проверки корректности, разрешимости рассматриваемой проектной задачи и нахождения последовательности её решения;

- обеспечение согласования («увязки») массогабаритных, энергетических, ресурсных и других характеристик целевой аппаратуры, бортовых обеспечивающих систем и КА в целом без проведения множества итераций;

- возможность получения значений массогабаритных, инерционных, энергетических и других проектных параметров КА, обеспечивающих получение заданных целевых характеристик, т.е. оптимизации основных проектных характеристик КА в неявной форме;

- обеспечение многовариантной постановки и решения задач проектирования на заданном множестве параметров;

- возможность использования в процессе проектирования КА заимствуемых систем и элементов, т.е. реализации методов синтеза на основе улучшения характеристик прототипов и на основе использования готовых платформ с установкой целевой аппаратуры;

- осуществление связи ПОС с системами твёрдотельного моделирования и специализированными программами, моделирующими процесс функционирования КА, что позволяет выполнять автоматизированное формирование проектного облика КА, а также оценку его характеристик, таких как периодичность, оперативность и т.п.

Процесс постановки и решения задачи в ПОС автоматизированного проектирования включает следующие этапы:

1) задание параметров, характеризующих объект проектирования, и зависимостей между ними;

2) постановка проектной задачи;

3) проверка корректности задачи;

4) определение для каждой переменной уравнения, из которого она может быть найдена;

5) разбиение математической модели на отдельные частные модели;

6) поиск последовательности решения задачи;

7) получение численных значений выходных параметров.

Реализацию этапов будем иллюстрировать примерами.

1. Задание параметров, характеризующих объект проектирования, и зависимостей между ними

При этом могут рассматриваться различные проектные задачи, определённые на одном и том же множестве основных параметров, характеризующих летательный аппарат КА, но различающиеся своей постановкой. В качестве примера рассмотрим следующие две альтернативные задачи.

Задача 1. Определить параметры комплексной двигательной установки (КДУ), предназначенной для придания заданной полезной нагрузке необходимой характеристической скорости.

Задача 2. Определить массу полезной нагрузки, которой с помощью существующей КДУ может быть сообщена необходимая характеристическая скорость.

Обе рассматриваемые задачи характеризуются единым множеством параметров:

$m_{КДУ}$ – масса КДУ, заправленной компонентами топлива;

m_T – масса топлива, заправленного в КДУ;

m_K – масса конструкции КДУ;

$m_{КА}$ – стартовая масса КА;

$m_{ПН}$ – масса полезной нагрузки (за неё принят КА без КДУ);

$J_{УД}$ – удельный импульс топлива и двигателя;

s – конструктивная характеристика КДУ (рассматриваемой как ракетный блок);

V_X – потребная характеристическая скорость для проведения манёвров;

z – число Циолковского;

p – отношение стартовой массы КА к массе полезной нагрузки.

Параметры являются элементами множества

$U : U = \{m_0, m_{ПН}, m_Б, m_T, m_K, \Delta V, w, z, s, p\}$.

Зависимости, связывающие указанные параметры, для последующей формализации постановки задачи в терминах ПОС обозначим буквами v с числовыми индексами:

$$v_1 : z = \exp\left(\frac{\Delta V}{w}\right);$$

$$v_2 : p = z\frac{s-1}{s-z};$$

$$v_3 : m_{КА} = m_{ПН}\, p;$$

$$v_4 : m_{КДУ} = m_{КА} - m_{ПН}; \qquad (1)$$

$$v_5 : m_T = \frac{s-1}{s} m_{КДУ};$$

$$v_6 : m_K = m_{КДУ} - m_T .$$

Указанные зависимости в теории проблемно-ориентированных систем принято называть отношениями. В данном случае имеется множество отношений $V = \{v_i,\ i = \overline{1,6}\}$.

Совокупность множеств U и V образует математическую модель КДУ. Связь между элементами модели показана на схеме (рис. 1). Под вершины нижнего ряда схемы приведены соответствующие им зависимости (1).

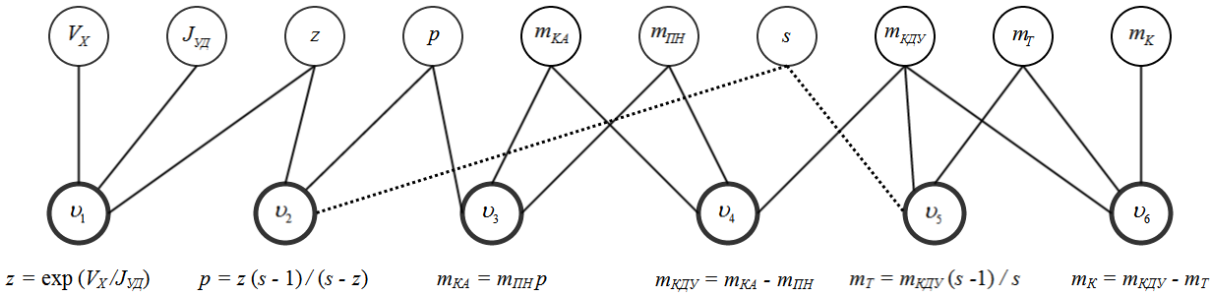


Рис. 1. Схема связей между параметрами и отношениями математической модели

2. Постановка проектной задачи

Постановка задачи осуществляется путём выделения из множества параметров U подмножества входных параметров $U_{вх}$ (заданных величин) и множества выходных параметров $U_{вых}$ (искомых величин).

В *задаче 1* даны: $m_{ПН}$ – масса полезной нагрузки; $J_{УД}$ – удельный импульс топлива и двигателя; s – конструктивная характеристика КДУ; V_X – потребная характеристическая скорость для проведения манёвров.

Необходимо определить: $m_{КДУ}$ – массу заправленной КДУ; m_T – массу топлива, заправленного в КДУ; m_K – массу конструкции КДУ; $m_{КА}$ – стартовую массу КА.

Таким образом,

$U_{вх} = \{m_{ПН}, J_{уд}, s, V_x\}$,

$U_{вых} = \{m_{КДУ}, m_T, m_K, m_{КА}\}$.

В *задаче 2* даны значения $m_{КДУ}$, m_T, m_K, V_X, $J_{УД}$; необходимо определить значения $m_{КА}$, $m_{ПН}$, s.

Следовательно, здесь

$U_{вх} = \{m_{КДУ}, m_T, m_K, V_X, J_{УД}\}$,

$U_{вых} = \{m_{КА}, m_{ПН}, s\}$.

3. Проверка корректности задачи

Как известно [1], задача поставлена корректно, если число уравнений в составленной математической модели равно числу переменных.

Входные параметры являются константами, и после подстановки их значений в уравнения математической модели в этих уравнениях останутся только обозначения параметров-переменных (выходных параметров и результатов промежуточных вычислений). Поэтому удаление из модели обозначений входных параметров позволяет проверить её корректность.

На рис. 2, 3 приведены схемы связей между переменными и отношениями моделей для задачи 1 и задачи 2. Они получены из схемы, представленной на рис. 1, в результате исключения из неё вершин, соответствующих входным параметрам.

Для задачи 2 исключена также вершина v_6, соответствующая шестому уравнению, которое при данной постановке задачи превратилось в тождество. Заливкой на рис. 2, 3 выделены выходные параметры.

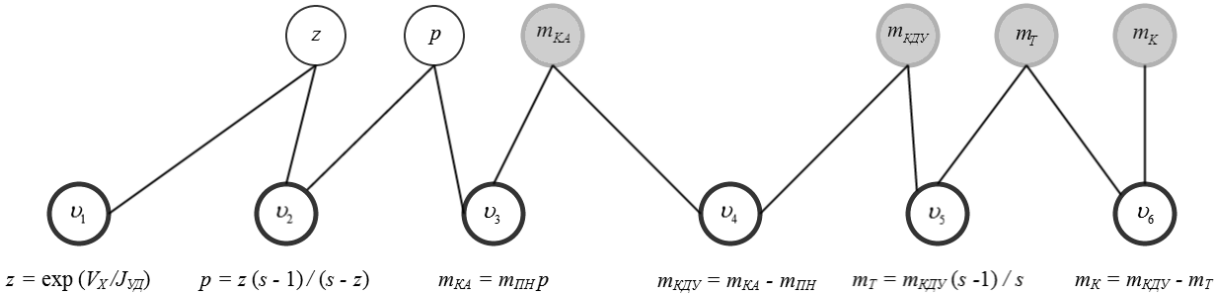


Рис. 2. Схема связей между переменными и отношениями для задачи 1

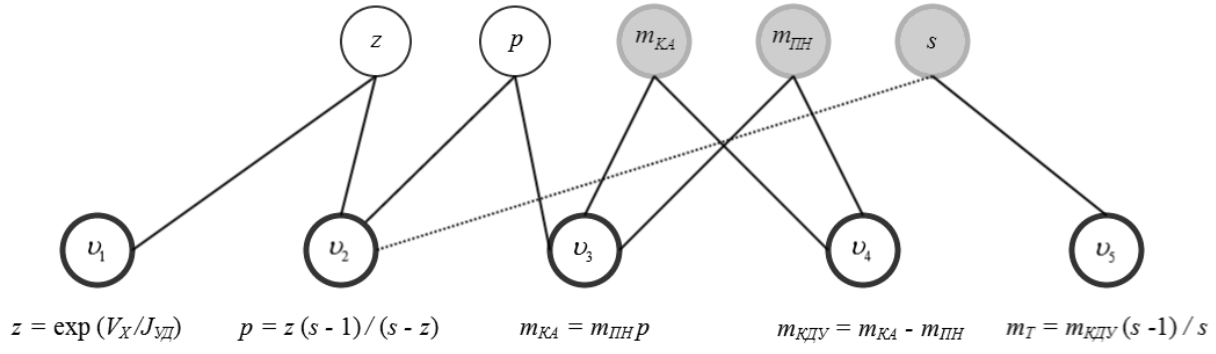


Рис. 3. Схема связей между переменными и отношениями для задачи 2

Можно видеть, что для обеих рассматриваемых задач число переменных равно числу отношений (1), следовательно, задачи поставлены корректно.

4. Определение для каждой переменной уравнения, из которого она может быть найдена

Каждая переменная, используемая в задаче, может фигурировать в нескольких уравнениях. Но при данном наборе ис-

ходных данных она может быть найдена только из одного уравнения или системы уравнений. В корректно поставленной задаче существует хотя бы один полный набор пар типа «уравнение-переменная», ставящий в соответствие каждой переменной уравнение (систему уравнений), из которых она может быть выражена [1].

Указанный набор пар для задачи 1 приведён на рис. 4, где утолщёнными линиями показаны связи в каждой паре.

При этом в задаче 1 существует только один вариант полного набора; при любом другом варианте получаются неиспользуемые уравнения и переменные, не связанные ни с одним из уравнений. Так, для варианта, приведённого на рис. 5, переменная m_K не связана ни с одним из уравнений модели и не может быть найдена, а первое из уравнений не связано ни с одной переменой, т.е. не определено, какая переменная из него может быть получена.

Для задачи 2 существуют два варианта полных наборов пар «уравнение-переменная», представленные на рис. 6, 7.

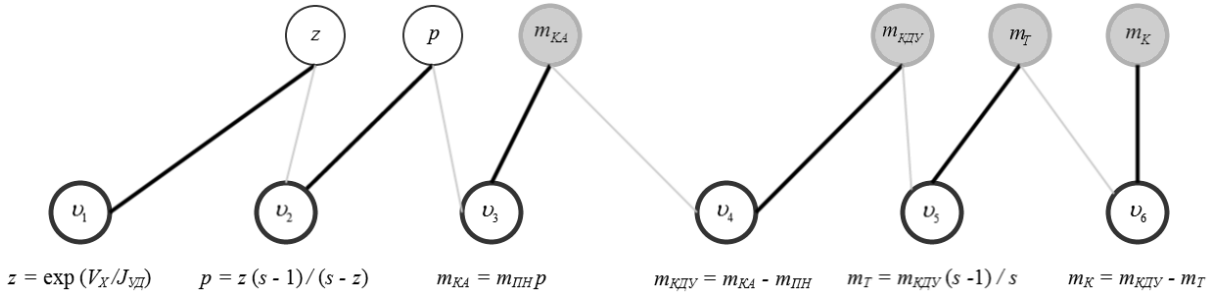


Рис. 4. Набор пар «уравнение-переменная» для задачи 1

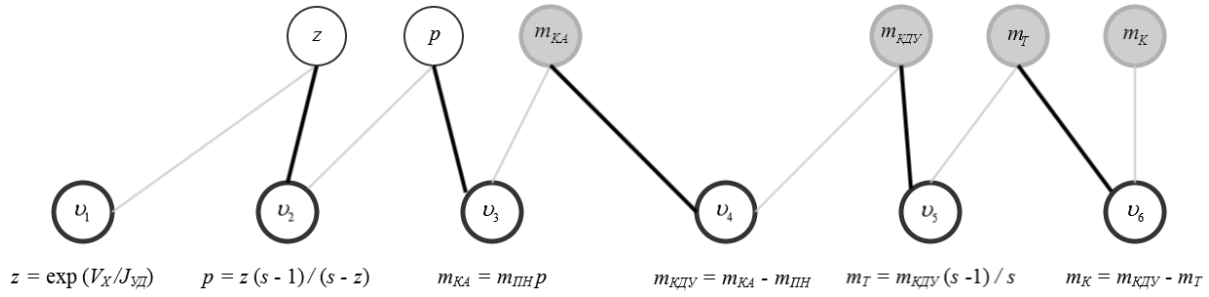


Рис. 5. Некорректный набор пар «уравнение-переменная» для задачи 1

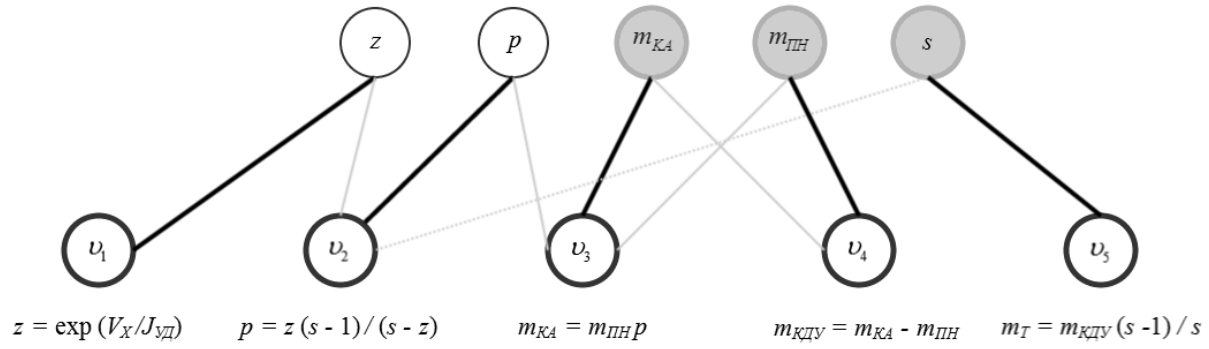


Рис. 6. Набор пар «уравнение-переменная» для задачи 1 (вариант 1)

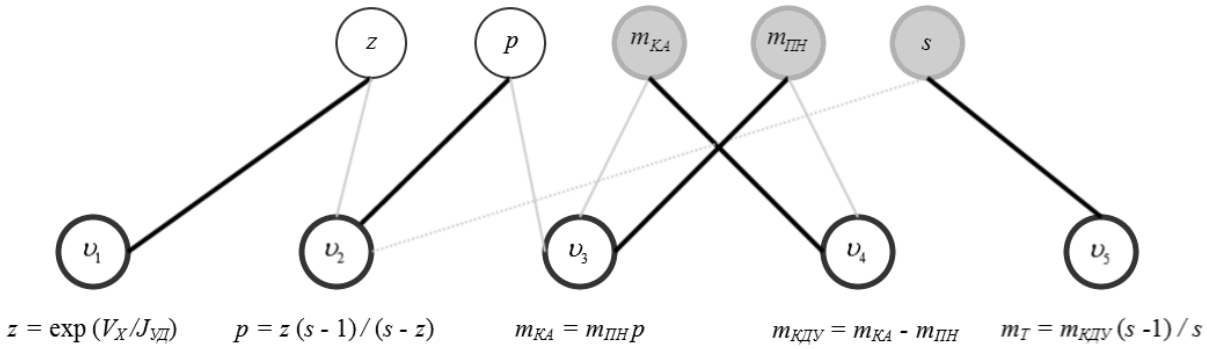


Рис. 7. Набор пар «уравнение-переменная» для задачи 1 (вариант 2)

Можно видеть, что пары $z \longrightarrow \upsilon_1$, $p \longrightarrow \upsilon_2$ и $s \longrightarrow \upsilon_5$ определены однозначно, но пары $m_{КА} \longrightarrow \upsilon_3$ и $m_{ПН} \longrightarrow \upsilon_4$ могут быть заменены на пары $m_{КА} \longrightarrow \upsilon_4$ и $m_{ПН} \longrightarrow \upsilon_3$; при этом набор пар по-прежнему останется полным.

На практике поиск полного набора пар осуществляется с помощью методов теории графов.

5. Разбиение математической модели на отдельные частные модели

Математическая модель объекта проектирования может включать десятки и сотни уравнений. Поэтому для решения проектной задачи необходимо определить, какие из уравнений, входящих в математическую модель (общую систему уравнений), образуют подсистемы уравнений и, следовательно, должны решаться совместно, а какие являются отдельными уравнениями.

Выделить подсистемы уравнений можно, сравнив все возможные варианты полных наборов пар «уравнение-переменная». Подсистемы образуются теми подгруппами пар, в которых связи между уравнениями и переменными от набора к набору изменяются.

В задаче 1, для которой существует единственный полный набор пар, все уравнения являются независимыми. Что касается задачи 2, то в ней имеется подсистема уравнений, которая на рис. 8 выделена прямоугольником.

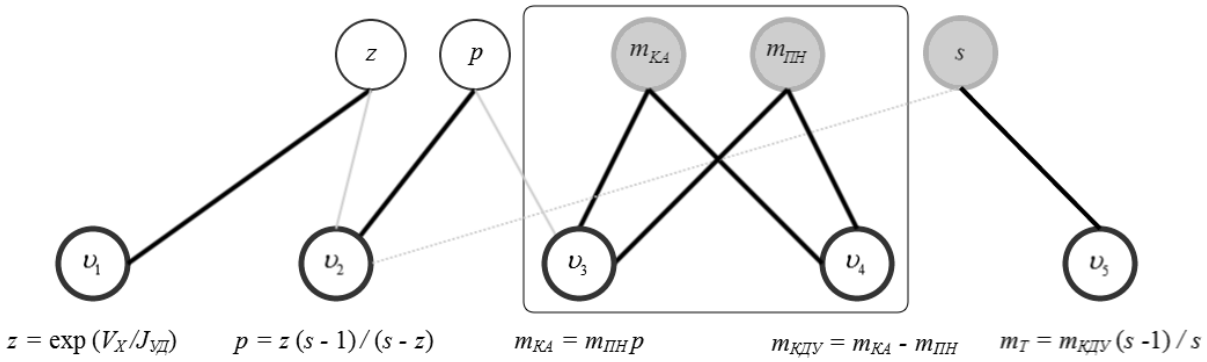


Рис. 8. Подсистема уравнений в задаче 2

6. Поиск последовательности решения задачи

После разделения математической модели на подсистемы уравнений и независимые уравнения необходимо определить последовательность их решения. Будем обобщённо называть каждую подсистему или одиночное уравнение блоком. Уравнения, образующие каждый такой блок, решаются независимо от других. Задача данного этапа состоит в том, чтобы

упорядочить набор выделенных блоков таким образом, чтобы, переходя последовательно от одного из них к другому, можно было найти решение для каждого блока.

Последовательности решения задач 1 и 2 приведены на рис. 9, 10 соответственно, где каждый блок выделен прямоугольником. Стрелка, исходящая из вершины, соответствующей каждому уравнению, обозначает тот факт, что при решении данного уравнения будет получено значение переменной, в которую эта стрелка входит. Стрелка же, исходящая из вершины, соответствующей той или иной переменной, показывает, что найденное значение этой переменной используется в уравнении, в вершину которого стрелка входит.

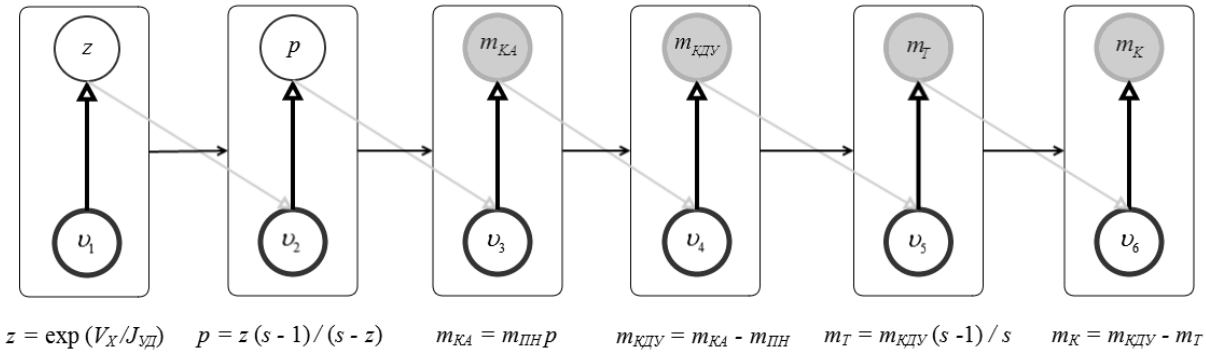


Рис. 9. Последовательность решения задачи 1

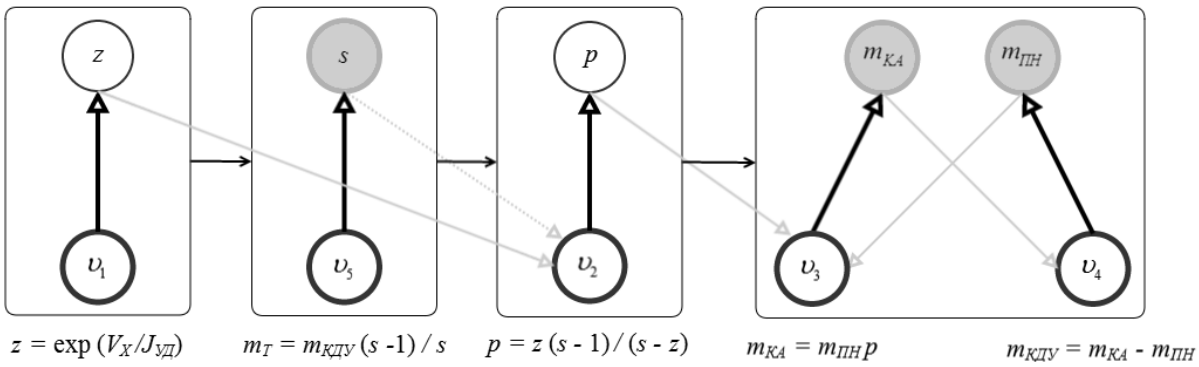


Рис. 10. Последовательность решения задачи 2

Можно видеть, что для первой задачи уравнения должны решаться последовательно, в порядке их записи в системе (1). Для решения же второй задачи вначале решаются первое и пятое уравнения, полученные значения переменных z и s подставляются во второе уравнение, а затем решается система, состоящая из третьего и четвёртого уравнений, для чего используется найденное значение p.

Для поиска полного набора пар также эффективно использование методов теории графов.

7. Получение численных значений выходных параметров

Данный этап реализуется с помощью численных методов решения уравнений.

Описанная выше методика разработки ПОС автоматизированного проектирования может быть реализована с использованием методов теории множеств и теории графов [1; 2], что позволяет в дальнейшем автоматизировать процесс решения проектных задач.

Рассмотрим методы теории графов, используемые для решения задачи, со ссылкой на описанные этапы решения.

Построение двудольного графа (этап 3). В терминах теории графов схема связей между параметрами и отношениями математической модели объекта проектирования, приведённая на рис. 1, представляет собой двудольный граф $G=(U,V,E)$. Множество рёбер E этого графа обладает тем свойством, что одна из вершин каждого ребра принадлежит множеству U (далее – *u*-вершина), а другая – множеству V (*v*-вершина).

После удаления из графа G вершин, соответствующих входным параметрам, в нём остаются остаются только *u*-вершины, принадлежащие подмножеству $U'=U\setminus U_{вх}$, и *v*-вершины, принадлежащие подмножеству $V'=\{v:\ U(v)\subseteq U'\}$, где $U(v)$ – множество переменных, связанных отношением *v,* а также соответствующие рёбра $E'\subset E$. Проверка корректности поставленной задачи выполняется на полученном графе $G'=(U',V',E')$.

Построение паросочетания (этап 4). Построение рассмотренного выше набора пар «переменная-отношение» выполняется в результате решения задачи о паросочетании. Паросочетанием называется такое подмножество *M* рёбер графа, в котором никакие два ребра не имеют общей вершины. Паросочетание, имеющее наибольшее число рёбер, называется максимальным, а паросочетание, содержащее наибольшее возможное число рёбер графа, – полным. Доказано, что класс задач $K=(U',V')$ корректно определён тогда и только тогда, когда в его графе существует полное паросочетание *M*; такое паросочетание соответствует полному набору пар «переменная-отношение».

Задача о построении максимального паросочетания может быть сведена к задаче о нахождении максимального потока в транспортной сети. Для определения такой сети к множеству вершин двудольного графа $G'=(U',\ V',\ E')$ необходимо добавить две фиктивные вершины: *s* (источник) и *t* (сток), задать на рёбрах графа направления от *s* к *t* (рис. 11, 12) и присвоить каждому из рёбер единичный вес. Максимальный поток полученной транспортной сети из вершины *s* в вершину *t* может быть найден с помощью известных методов, например, метода Форда-Фалкерсона [3].

Совокупность рёбер, обеспечивающая протекание максимального потока, образует максимальное паросочетание. На рис. 11, 12 представлены транспортные сети и максимальное паросочетание для проектных задач 1 и 2 соответственно. Рёбра максимального паросочетания изображены утолщёнными линиями.

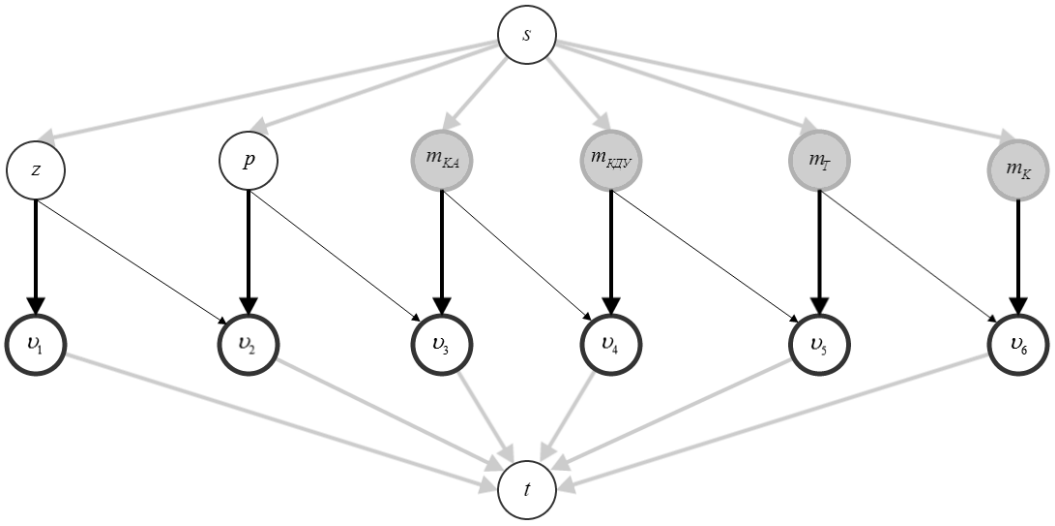


Рис. 11. Транспортная сеть и максимальное паросочетание для задачи 1

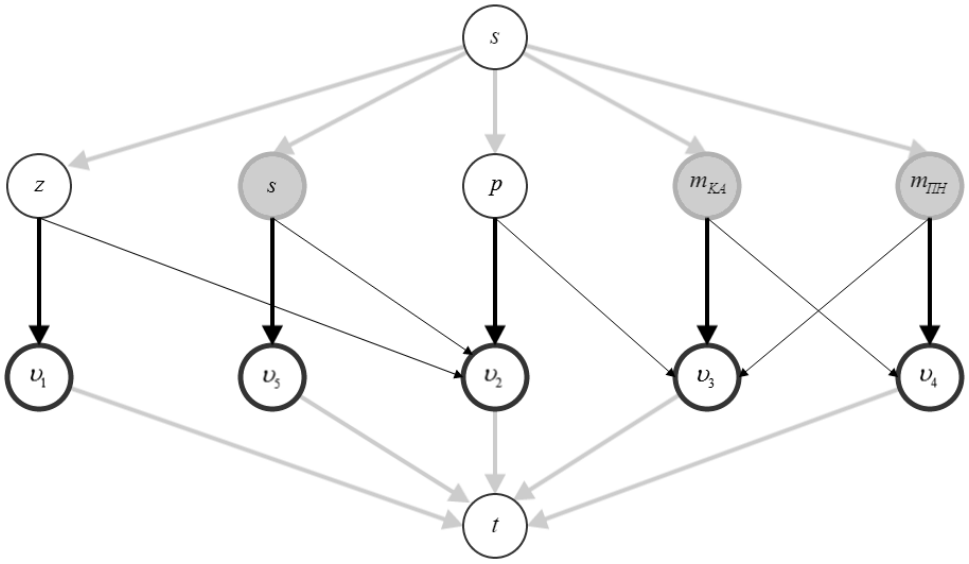


Рис. 12. Транспортная сеть и максимальное паросочетание для задачи 2

Можно видеть, что полученные паросочетания соответствуют полным наборам пар, показанным соответственно на рис. 4, 6.

Нахождение сильносвязных компонентов графа (этап 5). Нахождение независимых подсистем уравнений выполняется в результате определения так называемых сильносвязных компонентов графа, которые соответствуют ранее рассмотренным блокам. Поиск сильносвязных компонентов графа может быть выполнен с помощью алгоритма Косарайю [4].

Рассмотренный укрупнённый алгоритм решения проектной задачи с использованием проблемно-ориентированной системы был реализован в программном комплексе, разработанном на языке программирования Java. Комплекс позволяет ставить и решать проектные задачи, в которых фигурируют сотни параметров и уравнений; в перспективе возможности комплекса ограничиваются только вычислительными возможностями компьютера. Комплекс даёт возможность рассчитывать проектные параметры как отдельных систем, так и КА в целом.

Для иллюстрации результатов его работы на рис. 13 показано диалоговое окно, в котором приведён результат расчёта массогабаритных характеристик КА ДЗЗ.

Программный комплекс позволяет вести обмен данными с системами твёрдотельного моделирования и специализированными программами расчёта целевых показателей КА.

Таким образом, можно сделать следующие выводы.

1. Предложены методические основы разработки автоматизированной системы, позволяющей в интерактивном режиме изменять постановки проектных задач, проводить уточнения проектных параметров и оперативно получать необходимые результаты для формирования проектного облика космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.

2. Рассмотренная методика решения проектной задачи с использованием проблемно-ориентированной системы реализована в программном комплексе, разработанном на языке программирования Java.

3. Использование проблемно-ориентированной системы позволяет, по сути дела, реализовать при выборе основных проектных параметров КА так называемую концепцию точного попадания без составления целевых функций и решения задач математического программирования.

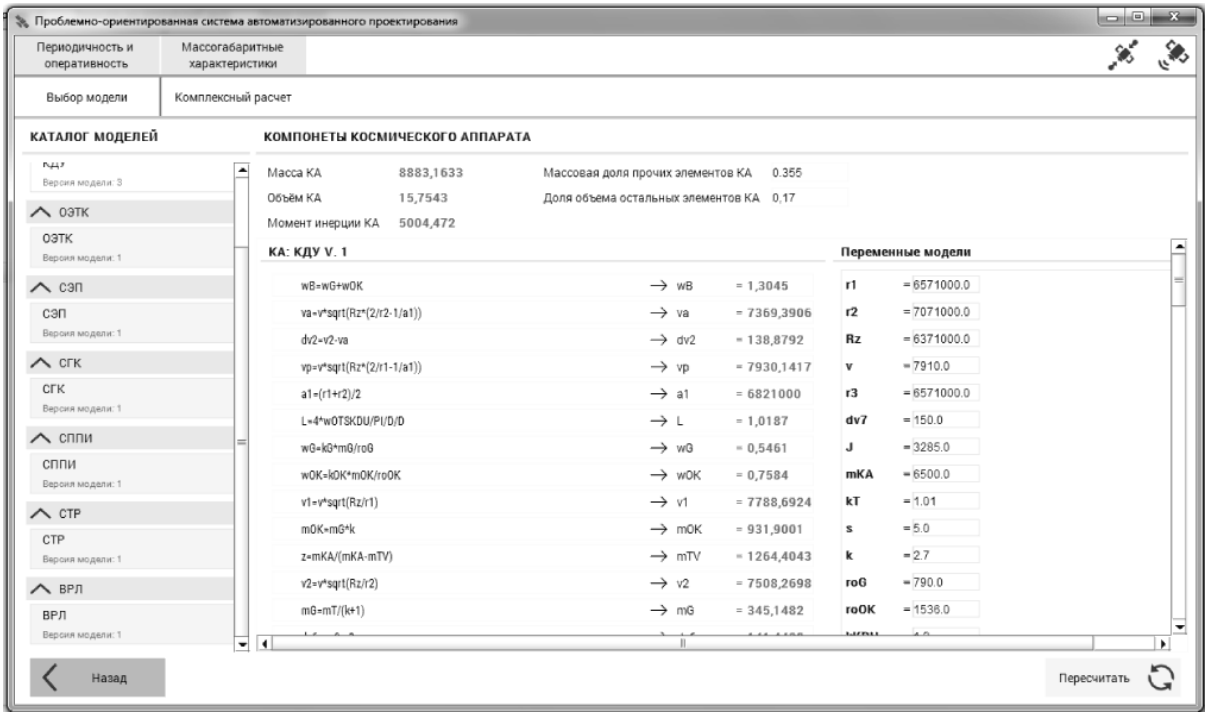


Рис. 13. Результат расчёта характеристик КА ДЗЗ

Библиографический список

1. Друшляков Ю.И., Ежова И.В. Теоретические основы программирования: уч. пособие. М.: МАИ, 1986. 60 с.

2. Оре О. Теория графов. М.: Наука, 1968. 352 с.

3. Кормен Т.Х., Лейзерсон Ч.И., Ривест Р.Л., Штайн К. Алгоритмы: построение и анализ. М.: ВИЛЬЯМС, 2013. 1328 с.

4. Седжвик Р. Фундаментальные алгоритмы на C++. Часть 5. Алгоритмы на графах. СПб.: ДиаСофтЮП, 2002. 496 с.

5. Kucherov A.S., Kurenkov V.I., Yakischik A.A. Spacecraft Designing with the Aid of Problem-Oriented System Integrated with 3D Design System // Proceedings of 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST 2013). 2013. P. 523-526. DOI: 10.1109/RAST.2013.6581264

Информация об авторах

Стратилатов Николай Ремирович, кандидат технических наук, главный конструктор, начальник отделения АО «РКЦ «Прогресс». E-mail: mail@samspace.ru. Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования, надёжность ракет-носителей и космических аппаратов наблюдения.

Куренков Владимир Иванович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического машиностроения, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: kvi.48@mail.ru. Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования, надёжность ракет-носителей и космических аппаратов наблюдения.

Кучеров Александр Степанович, кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: ask@ssau.ru. Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования и надёжность космических аппаратов наблюдения, исследование операций.

Якищик Артём Андреевич, аспирант кафедры космического машиностроения, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: yakischik@mail.ru. Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования, надёжность ракет-носителей и космических аппаратов наблюдения.

METODOLOGICAL BASIS OF THE DEVELOPMENT OF A PROBLEM-ORIENTED SYSTEM FOR SELECTING DESIGN PARAMETERS OF SPACE VEHICLES

© 2016 N. R. Stratilatov[1], V. I. Kurenkov[2], A. S. Kucherov[2], A. A. Yakishik[2]

[1]JSC Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation
[2]Samara National Research University, Samara, Russian Federation

The paper deals with the methodological approach to the development of a problem-oriented system of automated design. The system enables interactive setting and solving of design problems, updating design parameters and obtaining the results required for Earth remote sensing satellites quickly and efficiently. The process of setting and solving problems with the help of the system under discussion involves the following stages: input of the design object parameters and connection operators; setting of input (known) and output (required) parameters; checking of the problem accuracy and solvability; determining, for each variable, the equation it may be found from; dividing the mathematical model into separate models; determining the sequence of steps in solving the problem; calculating the numerical values of required parameters. The development of a problem-oriented system can be carried out using methods of the theory of sets and theory of graphs that makes it possible to automate the process of solving design problems. The methodology under consideration is implemented in software developed in Java programming language that allows solving problems of high dimensionality. Illustrative examples are given.

Spacecraft, setting design tasks, adopted elements, input and output parameters, multivariance, formalization, problem-oriented system.

References

1. Drushlyakov U.I., Ezova I.V. *Teoreticheskie osnovy programmirovaniya: uch. posobie* [Software science]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 1986. 60 p.

2. Ore O. *Teoriya graphov* [Graph theory]. Moscow: Nauka Publ., 1968. 352 p.

3. Cormen Th.H., Leiserson Ch.E., Rivest R.L., Stein C. Introduction to Algorithms. MIT Press, 2009. 1312 p.

4. Sedgewick R. Algorithms in C++. Parts 5. Graph Algorithms. Addison Wesley Longman, 2002. 496 p.

5. Kucherov A.S., Kurenkov V.I., Yakischik A.A. Spacecraft Designing with the Aid of Problem-Oriented System Integrated with 3D Design System. *Proceedings of 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST 2013).* 2013. P. 523-526. DOI: 10.1109/RAST.2013.6581264.

Citation: Stratilatov N.R., Kurenkov V.I., Kucherov A.S., Yakishik A.A. Metodological basis of the development of a problem-oriented system for selecting design parameters of space vehicles. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 68-79. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-68-79

About the authors

Stratilatov Nikolay Remirovich, Candidate of Science (Engineering), Chief Designer, Head of Design Division, JSC Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: mail@samspace.ru. Area of Research: design, modeling target operation, reliability of launch vehicles and space observation satellites, operational research.

Kurenkov Vladimir Ivanovich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Space Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: kvi.48@mail.ru. Area of Research: design, modeling target operation, reliability of launch vehicles and observation spacecraft.

Kucherov Alexander Stepanovich, Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Space Engineering, Head of the Department of Space Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: ask@ssau.ru. Area of Research: design, modeling target operation, reliability of launch vehicles and space observation satellites, operation analysis.

Yakischik Artyom Andreevich, postgraduate student of the Department of Space Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: yakischik@mail.ru. Area of Research: design, modeling target operation, reliability of launch vehicles and observation spacecraft.

УДК 528.837:629.78 + 621.003 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-80-89*

МЕТОДИКА СРАВНИТЕЛЬНОЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С РАЗЛИЧНЫМИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ ТЕЛЕСКОПИЧЕСКИМИ КОМПЛЕКСАМИ

© 2016 Н. Н. Стратилатова[1], В. И. Куренков[2], А. С. Кучеров[2], А. С. Егоров[1]

[1]Акционерное общество «РКЦ «Прогресс», г. Самара
[2]Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

В настоящее время выбор новых оптико-электронных телескопических комплексов (ОЭТК) для внедрения определяется на основе трудоёмких и длительных исследований, в которых принимают участие научно-исследовательские институты заказчика и ракетно-космической отрасли, а также предприятия, специализирующиеся на создании ОЭТК и космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Предлагается методика ранжирования ОЭТК по степени влияния на целевые характеристики космической системы (КС) наблюдения (линейное разрешение на местности, периодичность наблюдения, количество спектральных диапазонов, ширина полосы захвата, ширина полосы обзора, производительность съёмки, точность привязки снимков к местности, срок активного существования) с учётом возможного изменения проектных параметров КА ДЗЗ и затрат на реализацию новых проектов и влияния на стоимостные характеристики космических снимков. Методика основана на использовании программного обеспечения для предварительных оценок массогабаритных и других проектных параметров КА ДЗЗ в зависимости от заданных целевых показателей КС. С помощью предлагаемой методики можно оперативно провести анализ эффективности внедрения того или иного технического решения, связанного с выбором проектных характеристик вновь создаваемых КА ДЗЗ с оптико-электронной аппаратурой наблюдения.

Космический аппарат, дистанционное зондирование Земли, оптико-электронный телескопический комплекс, целевые характеристики, проектные параметры, затраты, ранжирование.

Введение

На начальных этапах проектирования космических аппаратов дистанционного зондирования Земли обычно рассматриваются альтернативные варианты оптико-электронных телескопических комплексов. Казалось бы, чем лучше показатель линейного разрешения на местности (детальности) КА, тем предпочтительнее использование рассматриваемого ОЭТК в новых проектах. Однако, если улучшение показателя линейного разрешения на местности связано с увеличением габаритов и массы ОЭТК, то в некоторых случаях могут измениться другие целевые показатели КА ДЗЗ, а также проектные параметры и экономические показатели.

В статье предлагается упрощённая методика предварительного выбора ОЭТК на основе анализа влияния его характеристик на целевые, массогабаритные, энергетические и экономические показатели КА ДЗЗ.

Суть предлагаемой методики заключается в следующем. Выбор ОЭТК производится по показателю значимости ξ_W, представляющему собой отношение приращения прогнозируемого показателя качества космических снимков от внедрения нового ОЭТК ΔW_K, к приращению затрат,

Цитирование: Стратилатова Н.Н., Куренков В.И., Кучеров А.С., Егоров А.С. Методика сравнительной оценки эффективности космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с различными оптико-электронными телескопическими комплексами // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 80-89. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-80-89

обусловленных стоимостью внедрения нового проектного решения с учётом затрат на возможное изменение проектного облика КА ДЗЗ $\Delta W_З$:

$$\xi_W = \Delta W_К / \Delta W_З . \quad (1)$$

В качестве исходных данных для оценки качества космических снимков используются статистические данные по целевым характеристикам КА ДЗЗ (линейное разрешение на местности, количество спектральных диапазонов, точность привязки снимков к геодезическим координатам, размеры кадра, радиометрическое разрешение – уровень квантования или число градаций яркости изображения, периодичность съёмки заданного района, оперативность получения информации, производительность).

В качестве исходных данных для оценки расхода от реализации новых ОЭТК с учётом возможного изменения проектного облика КА ДЗЗ используются статистические данные по стоимости разработки КА ДЗЗ и затратам на пусковые услуги с учётом используемой ракеты-носителя (РН).

Для оценки приращения целевых характеристик и изменения массогабаритных и энергетических характеристик КА ДЗЗ задаются целевыми показателями космической системы наблюдения, предполагаемой к разработке или модернизации. При необходимости выбирается прототип КА ДЗЗ, проводится оценка влияния внедрения того или иного ОЭТК на проектный облик КА.

При существенных изменениях проектного облика КА (массы, габаритов, энергопотребления) вместо модернизации необходимо сформировать новый облик КА, что делается на основе разработанной ранее методики и с помощью специального программного обеспечения.

Оценка приращения затрат на реализацию проектов с альтернативными вариантами ОЭТК осуществляется на основе анализа статистических данных по КА с аналогичными целевыми и проектными характеристиками.

Ниже приводится более подробное изложение этапов реализации предлагаемой методики в упрощённой постановке.

Анализ статистических данных по КА ДЗЗ

В табл. 1 приведены некоторые целевые и проектные характеристики, полученные после сбора и обработки статистических данных по семи КА ДЗЗ. Прочерки в ячейках таблицы означают, что по соответствующим характеристикам нет данных.

Представленные в таблице показатели линейного разрешения на местности (детальности) соответствуют размеру элементарного фотоприёмника изображения – пикселя. Заметим, что в некоторых источниках линейное разрешение на местности – это суммарная ширина чёрной и белой полос на мире при минимальной различимости этих полос, а размерность такого показателя м/(два пикселя).

Разброс показателя периодичности наблюдения зависит от широты расположения снимаемого объекта, и в табл. 1 он представлен в виде интервала значений.

Стоимость создания КА «Ресурс-П» приведена как экспертная оценка авторов на основе сравнительной оценки по зарубежным КА.

Отметим, что характеристики в табл.1 собраны из различных источников, данные которых иногда противоречивы. Эти характеристики использованы лишь для проверки работоспособности предлагаемой методики.

Оценка качества космических снимков

Качество космических снимков определяется несколькими составляющими, определяющими их потребительские свойства. Проектные характеристики КА ДЗЗ при определении качества снимков как бы остаются за скобками. Поэтому, прежде всего, из всех характеристик

необходимо выделить лишь те, которые в той или иной мере определяют качество снимков. В данном исследовании выделены следующие характеристики: детальность, количество спектров наблюдения, градация изображения (квантование сигнала), точность координатной привязки снимков, периодичность наблюдения заданного района, ширина захвата аппаратуры наблюдения и производительность съёмки. Характеристика оперативности передачи видеоинформации на наземные пункты приёма не рассматривалась в связи с отсутствием данных.

Интегральную (комплексную) оценку качества снимка будем оценивать следующим образом:

$$W_K = \sum_{i=1}^{n} k_i W_i , \qquad (2)$$

где W_i – частный показатель качества; k_i – удельный вес частного показателя; n – количество рассматриваемых частных показателей.

Таблица 1. Основные характеристики КА ДЗЗ и качества космических снимков

Характеристика	Наименование КА ДЗЗ						
	IKONOS	Quick-Bird-2	World-View-1	GeoEye-1	World-View-2	Pleiades – 1a, 1b	Ресурс-П – №1, №2
Год запуска	1999	2001	2007	2008	2009	2011 2012	2013 2014
Масса КА, кг	726	1028	2500	1955	2800	970	6275
РН	Athena-2	Delta-2	Delta-2	Delta-2	Delta-2	Союз-2СТ	Союз-2-1б
Детальность, ПХ, м/пиксель: МС, м/пиксель:	 0,81 3,2	 0,61 2.44	 0,50 Нет	 0,41 1,65	 0,46 1,84	 0,7 2,8	 0,72 2,48
Высота орбиты, км Наклонение, град	681 98,2	450 98	495 97,2	684 98,1	770 97,8	694 98,2	475 97,2
Количество спектров	ПХ – 1 МС – 4	ПХ – 1 МС – 4	ПХ – 1 МС – 0	ПХ – 1 МС – 4	ПХ – 1 МС – 8	ПХ – 1 МС – 4	ПХ – 1 МС – 6
Координатная привязка, м	23	23	5	3	5	4,5	10…15
Градация серого цвета, бит/пикс.	11	11	11	11	11	12	10
Периодичность, сут.	2…3	1…5	2…3	1…3	1…3	1…3	2…3
Ширина полосы обзора, км	-	-	-	-	1355	800	950
Ширина захвата в надире, км	11	16,5	17,6	15,2	16,4	20	38
Производительность, тыс. кв. км/сут.	240	350	850	700	975	1 000	800
Скорость перенацеливания, град/с	3,4	1,5	4,5	1,8	3,5	2,4	2
Бортовой накопитель, Гбайт	80	128	2199	1200	2199	600	500
Скорость передачи данных, Мбит/с	320	320	800	740	800	450	300
Срок активного существования, лет	8,5	7	7,25	7	7,5	5	5
Стоимость КА, млн $	500	245	500	500	400	380	150

В табл. 2 представлены результаты экспертной оценки в баллах частных показателей качества космических снимков и результаты расчёта, проведённые по (2). Удельные веса различных показателей представлены в последнем столбце табл. 2.

Наибольшее значение (0,4) присвоено показателю детальности (линейному разрешению на местности), так как даже небольшое улучшение этого показателя, как будет показано ниже, требует значительных затрат массы на реализацию нового ОЭТК.

Лучшими можно считать космические снимки по критерию $W_K \to \max$. Согласно этому критерию предпочтение следует отдавать снимкам, полученным с КА ДЗЗ WorldView-2, а снимки с КА «Ресурс-П» (в рамках данного подхода) по качеству занимают третье место.

Таблица 2. Оценка целевых показателей качества космических снимков с различных КА ДЗЗ

Характеристика	Наименование КА ДЗЗ							k_i
	IKONOS	Quick-Bird-2	World-View-1	Geo-Eye-1	World-View-2	Pleiades – 1a, 1b	Ресурс-П – №1, №2	
Детальность	0,15	0,25	0,3	0,4	0,35	0,2	0,2	0,4
Количество спектров	0,4	0,4	0,25	0,4	0,9	0,4	0,7	0,1
Квантование	0,8	0,8	0,8	0,8	0,8	0,9	0,7	0,1
Координатная привязка	0,4	0,4	0,75	0,9	0,75	0,8	0,6	0,1
Периодичность	0,5	0,4	0,5	0,6	0,6	0,6	0,5	0,1
Ширина захвата	0,25	0,4	0,42	0,3	0,4	0,5	1	0,1
Производительность	0,2	0,35	0,8	0,7	0,9	1	0,8	0,1
Качество, W_K	0,32	0,38	0,47	0,53	0,58	0,50	0,51	

Основные этапы реализации методики

1. Задаются исходные данные по целевым характеристикам КА ДЗЗ с ОЭТК различных типов. В качестве целевых показателей используются лишь те, которые в наибольшей степени влияют на баллистические и массогабаритные характеристики КА ДЗЗ: линейное разрешение на местности (детальность); ширина полосы захвата (не менее заданной); ширина полосы обзора (не менее заданной); средняя периодичность; производительность (число объектов наблюдения за виток); средняя оперативность; срок активного существования (АС).

В рамках принятого подхода будем считать, что все остальные целевые характеристики (точность геопривязки снимков, квантование и др.) влияют на проектные параметры КА ДЗЗ в меньшей степени или их влияние минимально из-за существующих ограничений по типам орбит (обзорность). Заметим, что количество спектров наблюдения, как целевая характеристика, влияет на проектные параметры КА ДЗЗ, однако будем считать, что это влияние учтено в характеристиках анализируемых ОЭТК.

2. Проводятся проектные расчёты по параметрам орбит новых КА с учётом данных статистики по ширине полосы захвата. Максимальный угол отклонения оптической оси КА от направления в надир $\gamma_{\max}$ для большинства КА составляет 40…45°.

Минимальная высота орбиты $H_{\min}$ (без учёта кривизны поверхности Земли)

определяется из простых геометрических соотношений по заданной ширине полосы обзора $L_{Обз}$:

$$H_{\min} = \frac{L_{Обз}}{2\mathrm{tg}\gamma_{\max}} \quad (3)$$

3. По методике [1] производится выбор параметров солнечно-синхронной орбиты (ССО) с высотой, ближайшей к минимальной высоте.

4. Рассчитывается уточнённое значение ширины полосы обзора на основании (3).

5. Осуществляется уточнение показателя линейного разрешения на местности ΔL (при съёмке в надир) с учётом корректировки высоты H по методике, изложенной в [2]. Проверяется условие по минимально необходимому диаметру главного зеркала $D_{ГЗ}$ для обеспечения детальности [3]:

$$D_{ГЗ} = \frac{H \cdot \lambda}{2K \cdot \Delta L}, \quad (4)$$

где λ – минимальная длина волны в используемых спектрах; K – эмпирический коэффициент (0,25-0,35).

6. Осуществляется расчёт и проектное обеспечение показателей периодичности наблюдения и оперативности передачи информации на наземные пункты приёма.

Расчёт осуществляется с помощью программы EFKAN [2], предназначенной для имитационного моделирования орбитального движения и целевых разворотов КА. В программном обеспечении учитываются параметры орбит КА, время полёта КА, нахождение КА на освещённом Солнцем участке орбиты или в тени Земли, нахождение объектов наблюдения в световом пятне, место нахождения объекта наблюдения, координаты расположения наземного пункта приёма видеоинформации. С помощью программы также осуществляется проверка обеспечения показателей детальности, ширины полосы захвата и ширины полосы обзора.

7. При невыполнении показателей периодичности или оперативности производится корректировка проекта по параметрам орбиты, по количеству используемых наземных пунктов приёма информации или путём введения спутника-ретранслятора.

8. Производится расчёт (в первом приближении) массогабаритных и энергетических характеристик будущего КА, имеющего типовой состав целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем [4]. Расчёт производится с помощью программы ПОСАПР (совместная разработка сотрудников СГАУ и АО «РКЦ «Прогресс»), в качестве исходных данных вводятся целевые характеристики, уточнённые на предыдущих этапах расчёта.

9. Оцениваются показатели качества космических снимков для КА ДЗЗ с новыми ОЭТК и фотоприёмным устройством (ФПУ) (в баллах).

10. Производится оценка затрат на создание КА с различными ОЭТК и другими новыми проектными решениями.

11. Выбирается ракета-носитель по критерию минимальной стоимости пусковых услуг [5].

12. Производится оценка значимости внедрения новых ОЭТК.

13. Производится оценка качества КА с различными проектными решениями.

Пример реализации методики

Рассматриваются два типа ОЭТК, некоторые характеристики которых представлены в табл. 3. Данные по ОЭТК-1 заимствованы из [6], а по ОЭТК-2 – из [7;8] (примерно соответствуют аппаратуре наблюдения спутника КН-11, США).

Таблица 3. Характеристики ОЭТК и ФПУ

Характеристика	ОЭТК-1	ОЭТК-2
Фокусное расстояние ОЭТК, *f*, м	20	27
Угловое поле зрения, град	1,5	0,6…1
Угловое разрешение, $\varepsilon = \Delta l_э / f$	1	0,3
Количество спектров	4	8
Квантование	10	12
Диаметр ГЗ, м	1,5	2,3
Диаметр ОЭТК, м	1,7	2,6
Длина ОЭТК, м	6	7
Масса, кг	1600	2600
Среднесуточное энергопотребление, Вт	150	300
Размер пикселя, $\Delta l_э$, *мк*	6…9	6

Таблица 4. Предварительные проектные характеристики КА с различными ОЭТК

Характеристика	КА-1 (ОЭТК-1)	КА-2 (ОЭТК-2)
Линейное разрешение, м	0,5	0,3
Ширина полосы обзора, км	1460	540 - 2000
Ширина полосы захвата, км	17,4	4 - 14
Периодичность, ч	20-47	19-36
Производительность, объект/вит	20	20
Срок активного существования, лет	5	10
Высота орбиты, км	730	270-1007
Угол наклонения плоскости орбиты, град	98,3	97,9
Масса КА, кг	5730	11000
Длина КА (не более), м	7,5	13,1
Диаметр КА (не более), м	4,0	4,3
Минимальный потребный диаметр главного зеркала, м	1,4	2,14
Среднесуточное энергопотребление, Вт	1500	2520

В табл. 4 приведены некоторые расчётные данные по результатам предварительного оперативного выбора основных проектных характеристик КА ДЗЗ с аппаратурой наблюдения в соответствии с табл. 3. Линейное разрешение на местности рассчитывалось на основе соотношений геометрической оптики и не учитывало влияние освещённости и контрастности объектов наблюдения, а также звеньев формирования оптического тракта изображения.

Отметим, что рассчитанные параметры КА-2 примерно соответствуют характеристикам КА ДЗЗ «КН-11» [7;8] при некоторых допущениях по целевым параметрам.

Показатель оперативности рассчитывался без использования спутника-ретранслятора и для одного наземного пункта приёма информации.

Отметим, что массу и габариты КА-2 можно уменьшить за счёт снижения требований по другим целевым показателям (по сроку активного существования, производительности, энергопотреблению) или после внедрения некоторые новых технических решений, которые в данной работе не рассматриваются.

Оценка качества снимков КА с различными ОЭТК

Результаты расчёта в баллах представлены в табл. 5. Для сравнения приведены показатели качества по КА «Ресурс-П». В последнем столбце представлены удельные веса частных показателей эффективности.

Таблица 5. Показатели качества космических снимков для КА ДЗЗ с новыми ОЭТК и ФПУ (в баллах)

Характеристика	КА ДЗЗ			k_i
	Ресурс-П	КА-1	КА-2	
Детальность	0,2	0,5	0,7	0,4
Количество спектров	0,7	0,4	0,8	0,1
Квантование	0,7	0,7	0,9	0,1
Координатная привязка	0,6	0,6	0,6	0,1
Периодичность	0,5	0,5	0,5	0,1
Ширина захвата	1	0,5	0,3	0,1
Производительность	0,8	0,8	0,8	0,1
Качество, W_K	0,51	0,55	0,67	

Оценка затрат на создание и запуск КА

Определение затрат на реализацию КА в общем случае должно проводиться не только с учётом цены закупленных ОЭТК, но и с учётом затрат на перепроектирование, изменение технологического процесса и др. На данном этапе решается более простая задача, в которой учитывается лишь изменение стоимости ОЭТК. Будем оценивать относительное приращение затрат экспертным путём.

Результаты расчёта затрат (в баллах) на предполагаемую реализацию КА ДЗЗ с новыми ОЭТК и ФПУ приведены в табл. 6. Здесь учтён факт того, что для КА высокодетального наблюдения значительная часть стоимости приходится на ОЭТК. Увеличится стоимость запуска КА-2, что связано с тем, что его масса и габариты превышают грузоподъёмность и диаметр головного обтекателя ракеты-носителя типа «Союз». Для запуска можно использовать РН более тяжёлого класса, например, РН «Ангара-5» или РН «Протон». Отметим, что для запуска КА «КН-11» использовалась РН Titan-IVB.

Таблица 6. Затраты на создание КА

Характеристика	КА ДЗЗ			k_i
	Ресурс-П	КА-1	КА-2	
Стоимость РН	0,3	0,3	0,4	0,2
Стоимость КА	0,3	0,4	0,5	0,5
Срок АС	0,5	0,5	0,7	0,3
Затраты, $W_З$	0,36	0,41	0,54	

Оценка значимости внедрения новых технических решений

Проведём оценку значимости внедрения ОЭТК-1 и ОЭТК-2 на основе (1) и (2) с учётом данных табл. 5, 6:

$$\xi_{W1} = \frac{W_{K2} - W_{K1}}{W_{З2} - W_{З1}} = \frac{0,55 - 0,51}{0,41 - 0,36} = 0,80;$$

$$\xi_{W2} = \frac{W_{K3} - W_{K1}}{W_{З3} - W_{З1}} = \frac{0,67 - 0,51}{0,54 - 0,36} = 0,89.$$

В этих расчётах индексы 1, 2 и 3 в обозначениях показателей качества и затрат относятся к КА «Ресурс-П», КА с ОЭТК-1 и КА с ОЭТК-2. Видно, что значимость внедрения ОЭТК-2 выше, чем ОЭТК-1, несмотря на дополнительные затраты.

Напомним, что этот показатель значимости характеризует получение наибольшего эффекта от внедрения (технических решений) с учётом затрат.

Отметим, что повысить значимость внедрения ОЭТК-2 можно, снизив массу КА-2 до такой степени, чтобы его можно было запускать на РН типа «Союз». Это можно сделать за счёт внедрения новых технических решений или снижений требований по некоторым остальным целевым характеристикам КА.

Заключение

Предложена методика, с помощью которой можно проводить выбор новых типов ОЭТК с учётом их влияния на целевые, проектные и стоимостные характеристики космических систем и космических аппаратов дистанционного зондировании Земли.

Методика основана на оценках качества космических снимков с учётом целевых характеристик и качества КА с учётом их проектных параметров, а также на оценке показателей значимости, которые представляют собой отношение приращения качества космических снимков к затратам на реализацию КА с новыми проектными решениями.

Предлагаемая методика универсальна и позволяет рассчитывать аналогичным образом показатели значимости и показатели качества КА ДЗЗ, а также ранжировать другие проектные решения, предполагаемые для внедрения.

Библиографический список

1. Гонин Г.Б. Космические съёмки Земли. Л.: Недра, 1989. 252 с.

2. Куренков В.И., Салмин В.В., Абрамов Б.А. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения: уч. пособие. Самара: СГАУ, 2006. 295 с.

3. Аронов А.М., Данилов В.А., Никифоров В.О., Савицкий А.М., Сокольский М.Н. Оптико-электронные системы для дистанционного зондирования Земли. http:// www.lomo-tech.ru/photos/lomo_kosm_otkr.pdf.

4. Куренков В.И., Салмин В.В., Прохоров А.Г. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения: уч. пособие. Самара: СГАУ, 2007. 160 с.

5. Чёрная О.А. Цена на запуск ракетоносителя как один из центральных факторов международной конкурентоспособности // Вестник донецкого университета. Серия В: Экономика и право. 2007. № 2. С. 219-227.

6. Маламед Е.Р. Конструирование оптических приборов космического базирования: уч. пособие. СПб: Санкт-Петербургский институт точной механики и оптики (технический ун-т), 2002. 291 с.

7. KH-11 16 (Crystal 16, NROL 65) – военный спутник США (Оптико-электронная разведка). http://mapgroup.com.ua/kosmicheskie-apparaty/26-kosmicheskie-apparaty-ssha/389-kh-11-kennan-crystal-kristall-ili-key-hole.

8. Improved - Advanced Crystal / IKON / «KH-12» Reconnaissance Imaging Spacecraft. http://www.globalsecurity.org/space/systems/kh-12.htm

Информация об авторах

Стратилатова Наталия Николаевна, начальник бюро, АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: stratilatova_nat@mail.ru. Область научных интересов: эффективность внедрения объектов интеллектуальной собственности в ракетно-космической отрасли.

Куренков Владимир Иванович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического машиностроения, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: kvi.48@mail.ru. Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования, надёжность ракет-носителей и космических аппаратов наблюдения.

Кучеров Александр Степанович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры космического машиностроения, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: ask@ssau.ru. Область научных

интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования и надёжность космических аппаратов наблюдения, исследование операций.

Егоров Александр Святославович, инженер-конструктор второй категории, АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара. E-mail: egorov063@mail.ru. Область научных интересов: моделирование целевого функционирования ракетно-космической техники с учётом экономических эффективности.

PROCEDURE OF COMPARATIVE ASSESSMENT OF THE EFFICIENCY OF EARTH REMOTE SENSING SATELLITES WITH DIFFERENT OPTOELECTRONIC TELESCOPIC COMPLEXES

© 2016 N. N. Stratilatova[1], V. I. Kurenkov[2], A. S. Kucherov[2], A. S. Egorov[1]

[1]JSC Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation
[2]Samara National Research University, Samara, Russian Federation

New optoelectronic telescopic complexes to be implemented are currently selected on the basis of painstaking and long-term research in which scientific research institutes of the customer and space-rocket branch, as well as enterprises specializing in producing optoelectronic telescopic complexes and space vehicles of Earth remote sensing take part. A technique of ranking optoelectronic telescopic systems according to the degree of influence on the target characteristics of a space observation system (linear ground resolution, frequency of observation, accuracy of georeferencing, efficiency of delivery of remote sensing information etc.), taking into account possible changes in the design parameters of remote sensing spacecraft and the cost of new projects is proposed. The technique is based on the use of software for preliminary estimates of mass-dimensional and other design parameters of ERS satellites depending on the preset performance targets of space systems. The method proposed makes it possible to carry out prompt analysis of the efficiency of implementing some technology connected with choosing the design characteristics of Earth remote sensing space satellites equipped with optoelectronic telescopic systems.

Spacecraft, Earth remote sensing, optoelectronic telescope complex, target characteristics, design parameters, costs, ranking.

References

1. Gonin G.B. *Kosmicheskie s"emki Zemli* [Space survey of the Earth]. Leningrad: Nedra Publ., 1989. 252 p.

2. Kurenkov V.I., Salmin V.V., Abramov B.A. *Osnovy ustroystva i modelirovaniya tselevogo funktsionirovaniya kosmicheskikh apparatov nablyudeniya: uch. posobie* [Basics of the device and modeling of target functioning of observation spacecraft]. Samara: SSAU Publ., 2006. 295 p.

3. Aronov A.M., Danilov V.A., Nikiforov V.O., Savitskiy A.M., Sokol'skiy M.N. *Optiko-elektronnye sistemy dlya distantsionnogo zondirovaniya Zemli* [Optoelectronic systems for remote sensing of the Earth].
Available at: www.lomo-tech.ru/photos/lomo_kosm_otkr.pdf.

4. Kurenkov V.I., Salmin V.V., Prokhorov A.G. *Metodika vybora osnovnykh proektnykh kharakteristik i konstruktivnogo oblika kosmicheskikh apparatov nablyudeniya: uch. posobie* [Practice of choosing basic design characteristics and conceptual design of observation spacecraft]. Samara: SSAU Publ., 2007. 296 p.

Citation: Stratilatova N.N., Kurenkov V.I., Kucherov A.S., Egorov A.S. Procedure of comparative assessment of the efficiency of Earth remote sensing satellites with different optoelectronic telescopic complexes. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 80-89. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-80-89

5. Chernaya O.A. The price of launching a rocket launch as one of the key factors of international competitiveness. *Vestnik Donetskogo universiteta. Seriya V: Ekonomika i pravo*. 2007. No. 2.P. 219-227. (In Russ.)

6. Malamed E.R. *Konstruirovanie opticheskikh priborov kosmicheskogo bazirovaniya: uch. posobie* [Designing of space-based optical sensors]. Saint-Petersburg: ITMO University, 2002. 291 p.

7. *KH-11 16 (Crystal 16, NROL 65) – voennyy sputnik SShA (Optiko-elektronnaya razvedka)* [KH-11 16 (Crystal 16, NROL 65)].
Availableat: http://mapgroup.com.ua/kosmicheskie-apparaty/26-kosmicheskie-apparaty-ssha/389-kh-11-kennan-crystal-kristall-ili-key-hole.

8. Improved - Advanced Crystal / IKON / «KH-12» Reconnaissance Imaging Spacecraft. Available at: http://www.globalsecurity.org/space/systems/kh-12.htm

About the authors

Stratilatova Nataliya Nikolaevna, Head of Bureau, JSC Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: stratilatova_nat@mail.ru. Area of Research: efficiency of introducing intellectual property objects in the space-rocket area.

Kurenkov Vladimir Ivanovich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Space Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: kvi.48@mail.ru. Area of Research: design, modeling target operation, reliability of launch vehicles and observation spacecraft.

Kucherov Alexander Stepanovich, Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Space Engineering, Head of the Department of Space Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: ask@ssau.ru. Area of Research: design, modeling target operation, reliability of launch vehicles and space observation satellites, operation analysis.

Egorov Alexander Svyatoslavovich, design engineer of two category, JSC Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: egorov063@mail.ru. Area of research: cost-effectiveness of modeling target operation of observation spacecraft.

УДК 539.3+629.78 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-90-101*

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА БЛОКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ЗВЁЗД СИСТЕМЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ СВЯЗАННОЙ ТЕРМОУПРУГОЙ ЗАДАЧИ

© 2016 С. В. Цаплин, С. А. Болычев

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

Работа посвящена исследованию теплового режима платформы чувствительных элементов, предназначенной для астроориентации космического аппарата при воздействии условий эксплуатации. Рассматривается температурное поле и напряжённо-деформированное состояние платформы под действием тепловыделения приборов платформы с учётом работы системы термостатирования на основе численного решения связанной термоупругой задачи. Расчёт температурного поля и поля деформаций платформы проводился методом конечных элементов с помощью программного пакета ANSYS. Для проведения расчётов на основе геометрической 3D-модели платформы была разработана конечно-элементная модель платформы. На первом этапе был выполнен расчёт стационарного поля скоростей теплоносителя в каналах платформы. Далее был выполнен расчёт температурного поля платформы с учётом гидродинамики теплоносителя. По рассчитанному полю температур проведён расчёт деформированного состояния платформы под действием тепла. Найдены угловые отклонения посадочных мест блоков определения координат звёзд (в среднем 2") по сравнению с первоначальным недеформированным состоянием. Показано, что угловые отклонения не превосходят предельно допустимых значений. Разработаны предложения по созданию высокоточной системы контроля положения блоков определения координат звёзд с точностью 1".

Космический аппарат, астроориентация, блок определения координат звёзд, температурное поле, поле деформаций, угловое отклонение.

Введение

В настоящее время для ориентации космического аппарата (КА) используются приборы астроориентации – блоки определения координат звёзд (БОКЗ) и измеритель угловых скоростей (ИУС), установленные на специальной платформе. На борту КА платформа БОКЗ подвержена влиянию тепловых и механически воздействий. Поэтому для обеспечения точности астроориентации необходимо прогнозировать её термомеханическое состояние с учётом всех факторов, воздействующих на КА.

Существенное значение имеют такие факторы, определяющие тепловой баланс конструктивных элементов платформы, как тепловыделение от аппаратуры БОКЗ и ИУС в соответствии с режимами эксплуатации, циркуляция воздуха в гермообъёмах, работа системы обеспечения тепловых режимов (СОТР). На распределение температуры также влияют геометрические характеристики самой системы охлаждения, величина расхода теплоносителя и его теплофизические свойства. Среди остальных факторов, воздействующих на чувствительные элементы платформы и определяющих его надёжное функционирование, следует выделить динамические нагрузки (гармонические и случайные), воздействующие на КА, как на этапе транспортировки, так и на этапе выведения на орбиту.

Цитирование: Цаплин С.В., Болычев С.А. Обеспечение теплового режима блока определения координат звёзд системы астроориентации космического аппарата на основе решения связанной термоупругой задачи // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 90-101. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-90-101

Определяющее значение в этом случае имеют силовая схема платформы, схема крепления платформы, физико-механические характеристики материала конструкции, в особенности её силовых элементов. При превышении значений напряжений, возникающих в результате воздействия внешних нагрузок на различных этапах функционирования, величины предела текучести для соответствующих материалов следует ожидать появления необратимых пластических деформаций в наиболее нагруженных зонах конструкции. Допустимыми считаются угловые отклонения осей БОКЗ вследствие деформаций конструктивных элементов платформы не более чем на 2" по сравнению с первоначальным недеформированным состоянием.

Функционирование астроприборов рассмотрено в [1–3], однако эти публикации касаются лишь проблем, связанных с навигацией и ориентацией космических аппаратов в штатных условиях эксплуатации без учёта воздействия тепловых и механических факторов.

Тематика экспериментальных методов оптических измерений для регистрации малых угловых величин имеет широкую освещённость в печати как в России, так и за рубежом. Предлагаемый ОАО «ЛОМО» (г. Санкт-Петербург) прямой метод измерений по реперным точкам с использованием теодолита обеспечивает точность измерений до 20" в одном осевом направлении. Отечественный прецизионный инклинометр «Модель-128», предназначенный для измерения угла наклона относительно двух осей компании «Аменто» (г. Санкт-Петербург), не может быть использован из-за отсутствия возможности проведения измерения относительно трёх осей и недопустимо больших массогабаритных характеристик. В настоящее время отсутствуют методики, позволяющие измерять относительные угловые отклонения в единицы секунд с точностью до десятых долей.

Интерферометрические методы в экспериментальной термомеханике используются давно и при применении когерентных источников позволяют повышать точность проводимых измерений. По нашим оценкам при исследовании термомеханического состояния платформы БОКЗ в 3D-пространстве возможно с помощью уникальной интерферометрической системы определить относительное угловое отклонение с точностью 1.5″.

В настоящее время ведутся работы по созданию автоколлиматорной системы для определения позиционирования в 3D твёрдых тел относительно базового элемента при стабилизации космической платформы [4]. Достигнутая точность позиционирования составляет 2" в лабораторных условиях при высокоточной обработки оптических поверхностей автоколлиматорной системы, однако её применение в условия эксплуатации КА ограничено.

Исследования термомеханического состояния платформы чувствительных элементов состоящей из БОКЗ и ИУС в реальных условиях эксплуатации актуальны, поскольку позволяют получить информацию об изменениях, происходящих с ней на борту КА, и прогнозировать их влияние на ошибки привязки и, следовательно, на качество получаемой видеоинформации. Известно, что в настоящее время точность определения ориентации КА в приборной системе координат составляет на геостационарной орбите $(\sigma_{xy}/\sigma_z) = (1.5/12)$ и на околоземной орбите $(\sigma_{xy}/\sigma_z) = (1.8/15)$ угловых секунд [5]. В действительности такая точность относится к работе БОКЗ без учёта термомеханической расстраиваемости. Следовательно, истинная величина ошибки будет больше приведённой. В связи с этим совместное осуществление физико-математического моделирования и экспериментальных исследований поля температур и деформаций платформы является наиболее эффективным методом исследования термомеханической расстраиваемости системы. В сущности, это даёт возможность выявить участки наибольшего

влияния тепловых и механических нагрузок на элементы конструкции платформы и уменьшить негативные изменения термомеханического состояния платформы, снижая тем самым величины ошибок привязки.

Актуальность предлагаемой работы определяется следующим. Согласно имеющейся в настоящее время теории ошибок координатно-временной привязки в большинстве случаев их учёт осуществляется в рамках детерминированной модели, оперирующей систематическими и стохастическими ошибками, не зависящими от времени и качественной стороны их эволюции. Очевидно, что в данном контексте термомеханическая расстраиваемость БОКЗ является прогнозируемой, т.к. процессы термоупругости, как правило, описываются уравнениями сплошной среды, не содержащими случайных составляющих.

Однако орбитальное движение и ориентация КА в трёхмерном пространстве как сложной механической системы не являются простыми с точки зрения механики. Причиной тому служит большое количество элементов управления, а работа каждого из них осуществляется с заданной погрешностью (ошибкой). В совокупности в любой момент времени текущая ошибка не известна точно и не может быть известна – её можно определить только по каким-либо данным, которые должны поступать в систему управления движением КА.

Таким образом, для повышения качества получаемой видеоинформации во время космической съёмки необходимо прогнозировать термомеханическое состояние БОКЗ и его влияние на ошибки координатно-временной привязки видеоинформации в условиях эксплуатации и иметь возможность компенсировать негативные воздействия тепловых и механических нагрузок.

Компоновка чувствительных элементов на платформе будет определять оптимальные условия (с минимальной ошибкой измерений) астроориентации оптико-телескопической системы и высокое качество координатно-временной привязки видеоинформации в условиях эксплуатации КА. Такую задачу можно решить на основе физико-математического моделирования связанной термоупругой задачи [6–8] при тепловом воздействии внутренних источников тепла и при возможности компенсировать негативные воздействия на работу чувствительных элементов с допустимой относительной погрешностью 2".

Решению этой задачи посвящена данная работа. В результате решения задачи можно выбрать метод и средства для контроля изменения угловых отклонений чувствительных элементов платформы на этапах её сборки в лабораторных, цеховых и эксплуатационных условиях для решения задачи астроориентации оптико-телескопической системы КА.

Платформа чувствительных элементов

Рассматривается влияние внутренних источников тепла БОКЗ и ИУС на терморасстраиваемость платформы чувствительных элементов.

Общий вид платформы блоков определения координат звёзд приведён на рис. 1. Компоновка измерительных приборов включает: БОКЗ, ориентированные по трём звёздам, и ИУС. Такое расположение необходимо для достижения высокой точности астроориентации телескопа КА для обеспечения точной привязки изображения поверхности Земли.

Приборы, установленные на платформе, в процессе работы потребляют электрическую энергию, которая, преобразуясь в тепловую, нагревает платформу (рис. 2). Тепловыделение одного БОКЗ составляет 18 Вт, ИУС – 40 Вт.

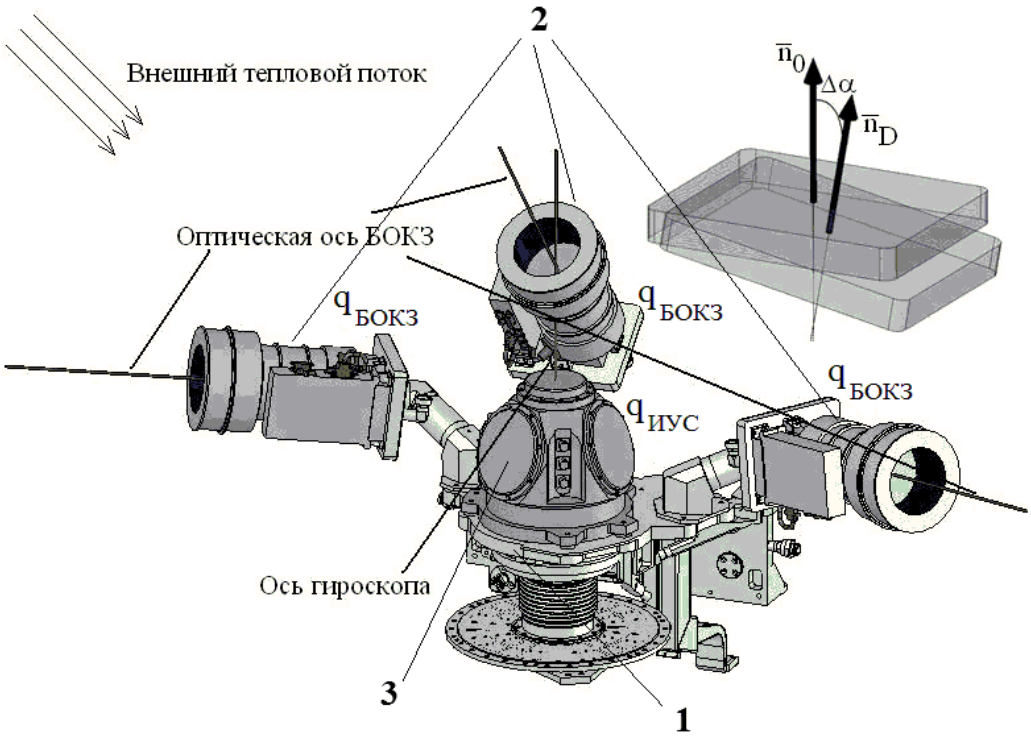


Рис. 1. Общий вид платформы чувствительных элементов:
1 – платформа; 2 – БОКЗ; 3 – ИУС; $q_{БОКЗ}$ и $q_{ИУС}$ – соответственно тепловые потоки от БОКЗ и ИУС;
Δα – угловое отклонение

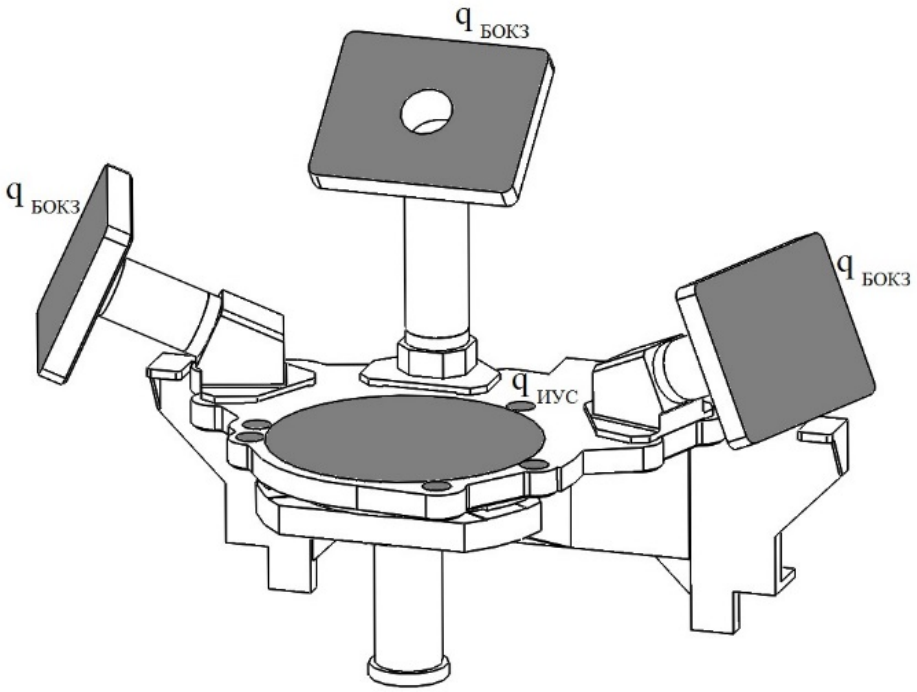


Рис. 2. Общий вид расчётной модели (поверхности тепловых потоков от ЧЭ платформы)

Поскольку градиент температуры приводит к деформации конструктивных элементов платформы [6–8], то для обеспечения наименьшего значения необходимо провести развязку по источникам тепла, исходя из конструктивных и температурных особенностей чувствительных элементов (ЧЭ) платформы. Развязка источников тепла осуществляется путём подачи теплоносителя с учётом расположения каналов в платформе и посадочных местах ЧЭ.

Для вычисления угловых отклонений конструктивных элементов платформы по сравнению с недеформированным состоянием необходимо последовательно решить следующие задачи:

–расчёт стационарного поля скоростей теплоносителя;

–расчёт стационарного поля температур конструктивных элементов платформы;

–расчёт стационарного поля деформаций конструктивных элементов платформы.

Схемы каналов теплоносителя платформы и посадочных мест БОКЗ приведены на рис. 3, 4. Каналы теплоносителя платформы и посадочных мест БОКЗ соединены между собой связующими магистралями в следующем порядке: канал платформы – посадочное место левого БОКЗ – посадочное место центрального БОКЗ – посадочное место правого БОКЗ (рис. 1, 2). Сами связующие магистрали в расчёте не рассматриваются. Однако для обеспечения непрерывности течения теплоносителя граничные условия задаются следующим образом: компоненты скорости и температура теплоносителя на выходе из предыдущего канала задаются как входные условия на вход в следующий канал. Радиусы входного и выходного сечений каналов теплоносителя в платформе, посадочных местах БОКЗ составляют 10 мм, сечения самих каналов имеют прямоугольную форму (рис. 3, 4). На вход в канал платформы подаётся теплоноситель ЛЗ-ТК-2 с расходом 100 см³/с и температурой 293 К.

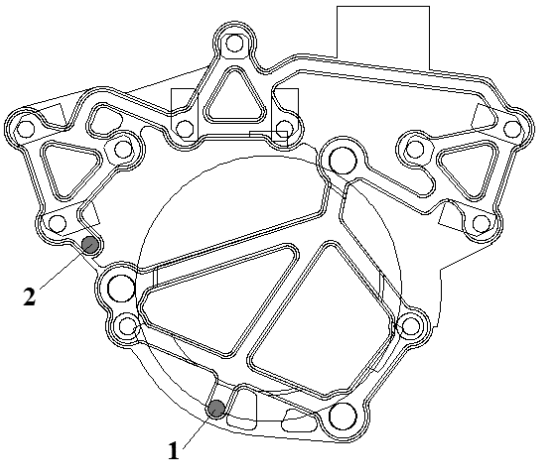


Рис. 3. Расположение каналов теплоносителя в платформе:
1 – входное сечение; 2 – выходное сечение

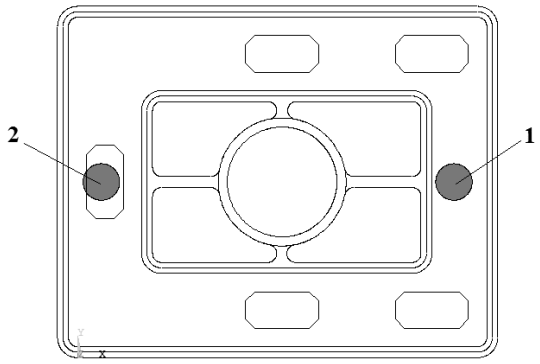


Рис. 4. Расположение каналов теплоносителя в посадочных местах БОКЗ:
1 – входное сечение; 2 – выходное сечение

В качестве материала, из которого изготовлены конструктивные элементы термостабилизированной платформы, а также кронштейны приборов БОКЗ, выбран алюминий АМГ6. Общая масса платформы составляет 66,5 кг. Температурное поле обусловлено не только источниками тепловыделения БОКЗ, но и циркуляцией теплоносителя в каналах платформы, посадочных местах БОКЗ. Поле деформации элементов платформы и в посадочных местах БОКЗ определяется их градиентами температуры. Совместное решение двух задач по определению температурного и деформированного полей в соответствии с [6–8] известно как связанная термоупругая задача. Рассмотрим её постановку.

Постановка связанной термоупругой задачи

Постановка гидродинамической задачи циркуляции теплоносителя в каналах платформы и посадочных мест БОКЗ. Стационарная гидродинамика теплоносителя в канале описывается системой уравнений Рейнольдса для вязкой несжимаемой жидкости [9]:

$$\frac{\partial \overline{u}_j}{\partial x_j} = 0, \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\rho \overline{u}_i \overline{u}_j\right) = \\ = -\frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu\left(\frac{\partial \overline{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u}_j}{\partial x_i}\right) - \rho\overline{u_i' u_j'}\right], \tag{2}$$

где $\overline{u}_i$ – компонент осреднённой по Рейнольдсу скорости; u_i' – компонент пульсации скорости; $\overline{p}$ – осреднённое по Рейнольдсу давление. Имеются следующие граничные условия:

- на стенках канала выполняется условие прилипания

$$\overline{\mathbf{u}}\big|_S = 0, \tag{3}$$

где S – поверхность стенок канала теплоносителя;

- на входе и выходе канала задан перепад давлений, соответствующий расходу теплоносителя:

$$\overline{p}\big|_{S_1} - \overline{p}\big|_{S_2} = \Delta p, \tag{4}$$

где S_1 и S_2 – соответственно входное и выходное сечение канала теплоносителя.

Постановка задачи определения температуры теплоносителя в каналах платформы, посадочных мест БОКЗ и платформы. Изменение температурного поля теплоносителя в каналах платформы, посадочных мест БОКЗ и платформы во времени описываются уравнениями температуропроводности:

- для теплоносителя:

$$\frac{\partial T_{теп}}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \mathrm{grad} T_{теп} = a_{теп} \nabla^2 T_{теп}, \tag{5}$$

начальное условие

$$T_{теп}\big|_{t=0} = T_0, \tag{6}$$

граничные условия:

$$T_{теп}\big|_{S_1} = T_0, \tag{7}$$

$$T_{теп}\big|_S = T_{пл}\big|_S; \tag{8}$$

- для платформы:

$$\frac{\partial T_{пл}}{\partial t} = a_{пл} \nabla^2 T_{пл}, \tag{9}$$

начальное условие

$$T_{теп}\big|_{t=0} = T_0, \tag{10}$$

граничные условия:

$$T_{пл}\big|_S = T_{теп}\big|_S, \tag{11}$$

$$-\lambda_{пл} \left.\frac{\partial T_{пл}}{\partial n}\right|_{S_{ИУС}} = q_{ИУС}, \tag{12}$$

$$-\lambda_{пл} \left.\frac{\partial T_{пл}}{\partial n}\right|_{S_{БОКЗ}} = q_{БОКЗ}. \tag{13}$$

Здесь $a_{теп}$, $a_{пл}$ – соответственно коэффициенты температуропроводности теплоносителя и платформы; $S_{ИУС}$ и $q_{ИУС}$ – соответственно поверхность посадочного места и тепловыделение прибора ИУС; $S_{БОКЗ}$ и $q_{БОКЗ}$ – соответственно поверхность посадочного места и тепловыделение прибора БОКЗ.

В начальный момент времени температурное поле всей модели предполагается однородным и равным номинальному значению температуры 293 К.

Постановка термоупругой задачи. По известному полю температуры можно определить поле смещений. Уравнение для квазиравновесного состояния равно-

весия твёрдого деформированного тела, имеющего поле температур T, в отсутствие объёмных сил имеет вид [10]:

$$(\lambda+\mu)\cdot \text{graddiv}\mathbf{u} - \mu\cdot \text{rotrot}\,\mathbf{u} = K\alpha\nabla T\,, \quad (14)$$

где α – коэффициент объёмного расширения; λ и μ – коэффициенты Ламэ; K – коэффициент всестороннего сжатия, связанные с модулем Юнга E и коэффициентом Пуассона σ соотношениями:

$$\lambda = \frac{E\sigma}{(1-2\sigma)(1+\sigma)}, \quad \mu = \frac{E}{2(1+\sigma)}, \quad K = \frac{E}{3(1-2\sigma)}. \quad (15)$$

В качестве граничного условия для уравнения (14) используется условие жёсткого крепления кронштейна платформы.

Решение связанной термоупругой задачи

Связанная термоупругая задача (1)–(15) решалась численно методом конечных элементов в программном пакете ANSYS. Результаты расчётов гидродинамики теплоносителя в каналах приведены на рис. 5, распределения температуры платформы и теплоносителя – на рис. 6–8, распределения деформаций на платформе – на рис. 9–12.

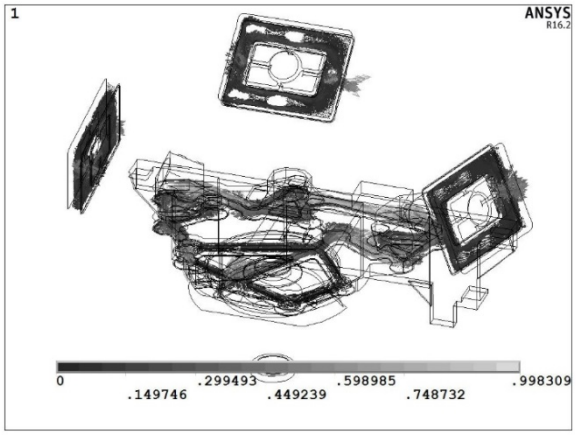


Рис. 5. Стационарное поле скоростей (скорость в м/с) теплоносителя в каналах при расходе 100 см³/с

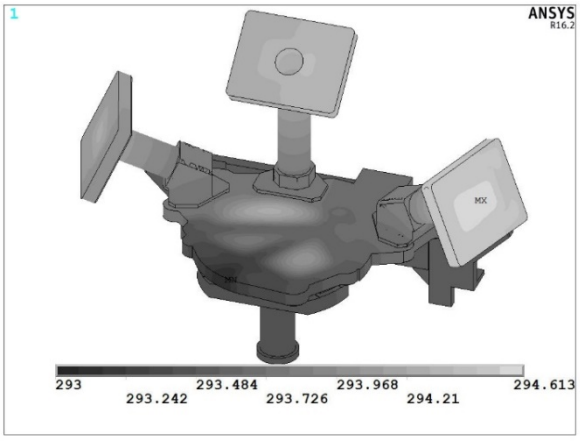


Рис. 6. Распределение температуры (в кельвинах) по всей модели в стационарном состоянии

Из рис. 5 видно, что скорость движения теплоносителя в каналах платформы составляет около 1 м/с и в каналах кронштейнов – около 0.5 м/с, что указывает на турбулентный характер течения. Такие скорости достигаются на прямолинейных участках, а на изогнутых участках скорость составляет менее 0.1 м/с. Из-за сложной формы канала платформы и его прямоугольного сечения для обеспечения заданного расхода теплоносителя перепад давления должен быть около 2 кПа.

Стационарное температурное поле всех чувствительных конструктивных элементов платформы устанавливается в течение 40 минут. Поведение стационарного температурного поля конструктивных чувствительных элементов платформы, показанное на рис. 6, обусловлено тепловыделением приборов: температура платформы минимальна, поскольку теплоноситель поступает сначала в неё. Температуры кронштейнов повышаются слева направо в порядке прохождения их теплоносителем.

Из рис. 7, 8 видно, что температура теплоносителя постепенно повышается при прохождении по каналу платформы, а затем – по каналам кронштейнов.

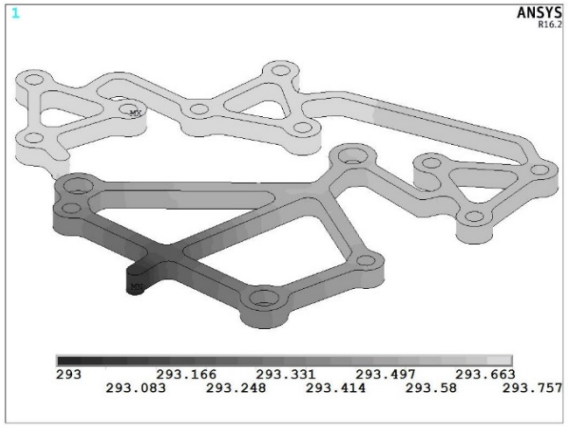


Рис. 7. Распределение температуры (в кельвинах) теплоносителя в канале платформы в стационарном состоянии

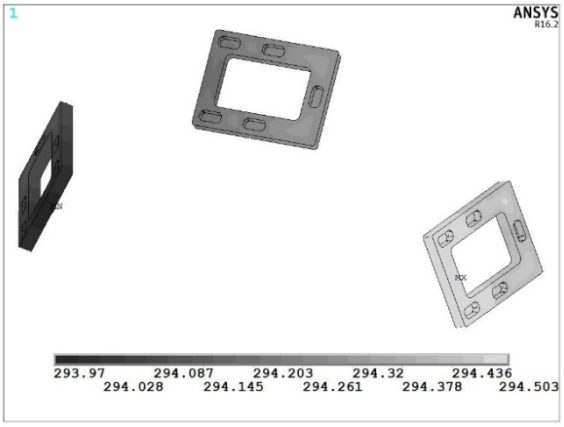


Рис. 8. Распределение температуры (в кельвинах) теплоносителя в каналах кронштейнов в стационарном состоянии

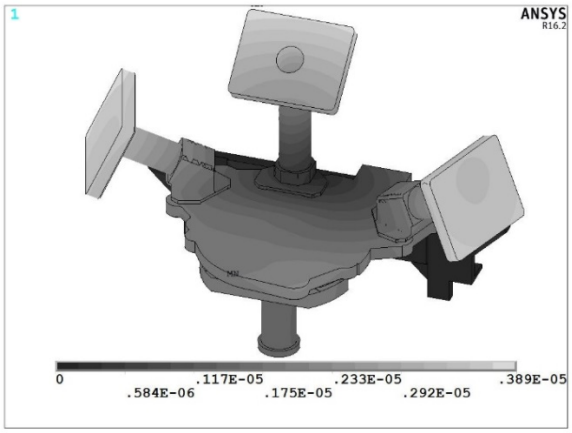


Рис. 9. Распределение суммарных деформаций (в м) по всей модели в стационарном состоянии

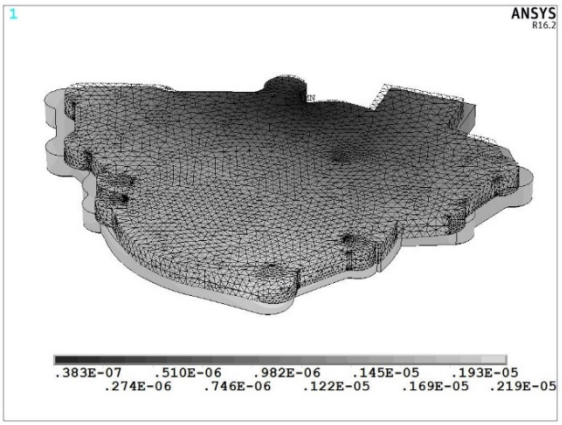


Рис. 10. Распределение суммарных деформаций (в м) на платформе в стационарном состоянии (контуром показано недеформированное состояние, для наглядности деформации сильно увеличены)

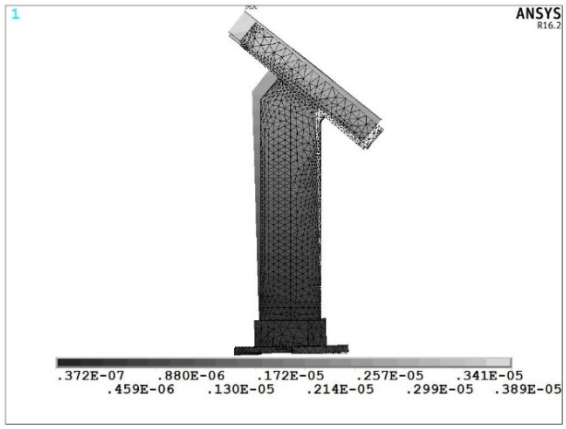


Рис. 11. Распределение суммарных деформаций (в м) на центральном кронштейне БОКЗ в стационарном состоянии (контуром показано недеформированное состояние)

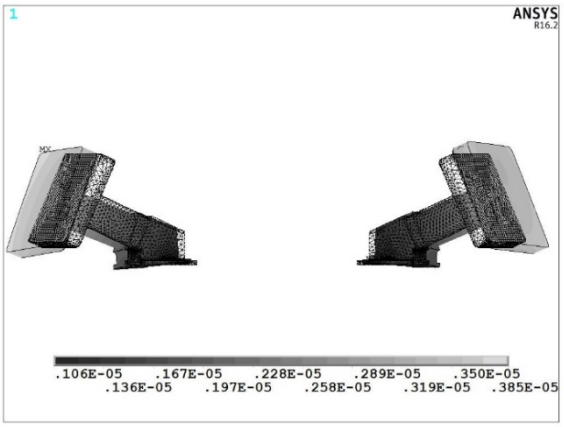


Рис. 12. Распределение суммарных деформаций (в м) на левом и правом кронштейнах БОКЗ в стационарном состоянии (контуром показано недеформированное состояние)

Характер деформаций конструктивных элементов платформы (рис. 9–12) определяется температурными полями соответствующих элементов: наибольшие смещения испытывают тонкостенные более теплонагруженные кронштейны, в то время как у массивной платформы смещения в два раза меньше. По нормальным компонентам смещений посадочных мест дополнительно рассчитывались их относительные угловые смещения.

Анализ результатов решения

Анализируя результаты расчёта тепловых воздействий в КА на стабильность конструктивных элементов термостабилизированной платформы чувствительных элементов, можно сделать ряд выводов.

Для обеспечения заданного расхода теплоносителя при данной конфигурации каналов скорость теплоносителя должна составлять 1 м/с в канале платформы и 0.5 м/с – в канале кронштейна (рис. 5), что указывает на турбулентный характер течения теплоносителя. При этом перепад давления в канале платформы составляет порядка 2 кПа вследствие его сложной формы.

При заданном расходе теплоносителя наибольшее значение температуры достигается на правом кронштейне БОКЗ – 294.6 К, сама платформа в локальных точках прогревается до 294.2 К (рис. 6). Наибольшее значение температуры теплоносителя в канале платформы составляет 293.75 К (рис. 7), в каналах кронштейнов – 294.5 К (рис. 8).

При таких температурных полях максимальные деформации всей конструкции составляют 3.9 мкм (рис. 9), в том числе на платформе – 2.2 мкм (рис. 10), на центральном кронштейне — 3.9 мкм (рис. 11), на левом и правом кронштейнах – 3.8 мкм и 3.9 мкм соответственно (рис. 12). Такие деформации соответствуют угловому отклонению посадочного места ИУС на 1.7", посадочного места центрального БОКЗ – на 1.8", левого – на 1.9" и правого – 1.7" по сравнению с недеформированным состоянием.

Известно [11], что для координатной привязки элемента съёмочной системы высокого пространственного разрешения (с элементом разрешения 10 м) требуется точность порядка 2" ориентации КА. Прибор БОКЗ имеет точность углового позиционирования $(\sigma_{xy}/\sigma_z) = (2/20)$, а термоупругие деформации не превышают 2". Следовательно ошибка координатной пространственной привязки составит 4÷6 м в зависимости от высоты орбиты КА при выполнении задач дистанционного зондирования Земли.

На основе проведённого исследования и на основе применения интерференционных методов разработаны предложения по созданию высокоточной системы (с точностью позиционирования 1") контроля положения блоков определения координат звёзд высокотехнологической платформы для астроориентации КА (лабораторный, цеховой, бортовой варианты), а также контроля оптической оси телескопа, ПЗС матрицы и радиотелескопа для выполнения дистанционного зондирования Земли с высоким разрешением.

Для контроля положения БОКЗ разработана методика определения положения БОКЗ в 3D на основе применения метода интерференции (рис. 13, 14).

Методика выполнения измерений позволяет контролировать относительное положения БОКЗ высокотехнологической платформы с точностью 1.5".

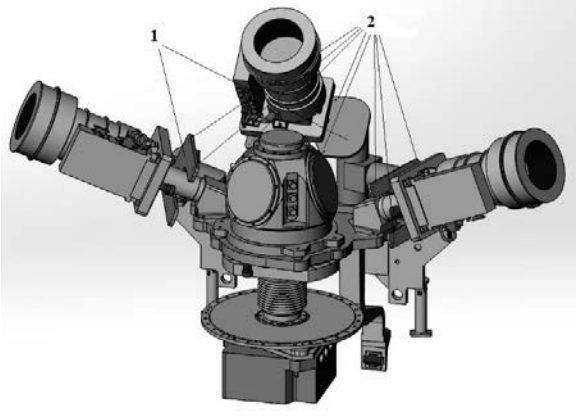


Рис. 13. Платформа (вид спереди):
1 – кронштейны оптической системы;
2 – оптические элементы
интерферометра Майкельсона

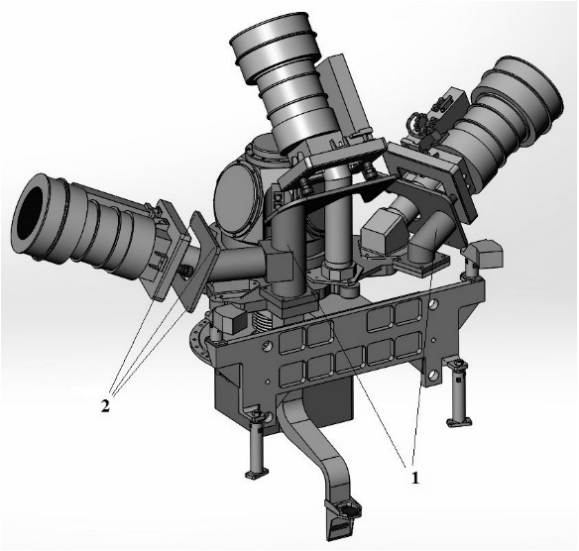


Рис. 14. Платформа (вид сзади):
1 – кронштейны оптической системы;
2 – оптические элементы
интерферометра Майкельсона

Заключение

В работе проведено исследование теплового режима платформы космического аппарата, предназначенной для астроориентации при воздействии тепловых источников.

В результате решения гидродинамической задачи циркуляции теплоносителя в каналах платформы и посадочных мест БОКЗ установлена целесообразность использования каналов с круглым сечением, что позволит уменьшить гидродинамические потери теплоносителя и приведёт к снижению градиента температур и угловых отклонений чувствительных элементов платформы.

В результате математического моделирования влияния тепловых факторов на конструктивные ЧЭ платформы посредством численного решения связанной термоупругой задачи найдены: стационарное поле скоростей теплоносителя в каналах платформы, стационарные поля температур и деформаций конструктивных элементов платформы при заданных внешних тепловых воздействиях. Показано, что рассчитанные деформации соответствуют угловому отклонению посадочных мест центрального БОКЗ на 1.8", левого – на 1.9" и правого – 1.7" по сравнению с недеформированным состоянием и не превышают допустимые 2". Результаты исследований подтверждают необходимость использования системы (двух, трёх) приборов БОКЗ на КА, для которых требуется высокая точность определения параметров трёхосевой ориентации (до 2").

Библиографический список

1. Аванесов Г.А., Воронков С.В., Форш А.А. Стенд для динамических испытаний и геометрической калибровки астронавигационных приборов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2003. Т. 46, № 4. С. 74-79.

2. Аванесов Г.А., Воронков С.В., Форш А.А., Куделин М.И. Звёздные координаторы систем ориентации космических аппаратов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2003. Т. 46, № 4. С. 66-69.

3. Василейский А.С., Железнов М.М., Зиман Я.Л. Алгоритмы координатной привязки космических видеоданных по навигационным измерениям // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2003. Т. 46, № 4. С. 38-44.

4. Смирнов А.П., Романова Т.Л. Стабилизация космической платформы с помощью трёх автоколлиматоров // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2014. Т. 57, № 7. С. 69-75.

5. Никитин А.В. Использование данных навигационных приборов с целью получения и координатной привязки видеоданных дистанционного зондирования Земли высокого разрешения // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2009. Т. 6, № 1. С. 272-281.

6. Боли Б., Уэйнер Дж. Теория температурных напряжений. М.: Мир, 1964. 520 с.

7. Новацкий В. Теория упругости. М.: Мир, 1975. 872 с.

8. Коваленко А.Д. Основы термоупругости. Киев: Наукова думка, 1970. 308 с.

9. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1978. 736 с.

10. Нащокин В.В. Техническая термодинамика и теплопередача. М.: Высшая школа, 1980. 469 с.

11. Дунаев Б.С., Красиков В.А., Никитин А.В. Наземный эксперимент по синхронному определению параметров угловой инерциальной ориентации тремя приборами БОКЗ-М // Сб. трудов второй Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Таруса: ИКИ РАН, 2010. С. 31-32.

Информация об авторах

Цаплин Сергей Васильевич, кандидат физико-математических наук, доцент кафедры «Радиофизика, полупроводниковая микро- и наноэлектроника», Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: tsaplin@samsu.ru. Область научных интересов: тепломассообмен, космическое машиностроение.

Болычев Станислав Александрович, ведущий инженер-программист, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва. E-mail: tsaplin@samsu.ru. Область научных интересов: тепломассообмен, математическое моделирование, космическое машиностроение.

THERMAL CONTROL OF SPACECRAFT STAR SENSOR ATTITUDE CONTROL SYSTEM BASED ON THE SOLUTION OF A COUPLED THERMOELASTICITY PROBLEM

© 2016 S. V. Tsaplin, S. A. Bolychev

Samara National Research University, Samara, Russian Federation

The paper is devoted to the study of thermal control of the platform of star sensors designed for spacecraft attitude control under operating conditions. An optimal platform design with an arrangement of sensing elements is presented. The temperature field and the stress-strain state of the platform under the influence of heat sources is considered taking into account the operation of an air-conditioning system based on a numerical solution of a coupled thermoelasticity problem. The temperature field and the strain fields are calculated using the finite-element method with the help of the ANSYS software package. A finite-element model of the platform is developed on the basis of a geometric 3D model. The steady-state velocity field of the coolant in the platform channels is calculated at first. Then the temperature field of the platform is calculated with account for the coolant

Citation: Tsaplin S.V., Bolychev S.A. Thermal control of spacecraft star sensor attitude control system based on the solution of a coupled thermoelasticity problem. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 90-101. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-90-101

dynamics. The strained state of the platform under the influence of heat is calculated on the basis of the calculated temperature field. Angular deviations of the mounting seats of star sensors (2 degrees on the average) are determined as compared with the undeformed state. It is shown that angular deviations of the seats of star sensors do not exceed admissible limit values (5 arc seconds). Proposals for creating a high-precision star sensor position control system with a 1 arc second- accuracy are developed.

Spacecraft, spacecraft attitude, star sensor, temperature field, strain field, angle deflection.

References

1. Avanesov G.A., Voronkov S.V., Forsh A.A. Bench for Dynamic Tests and Geometrical Calibration of Astro-Navigational Devices. *Journal of Instrument Engineering*. 2003. V. 46, no. 4. P.74-79. (In Russ.)

2. Avanesov G.A., Voronkov S.V., Forsh A.A., Kudelin M.I. Sidereal Coordinators of Orientation Systems of Space Vehicles. *Journal of Instrument Engineering*. 2003. V. 46, no. 4. P. 66-69. (In Russ.)

3. Vasilevsky A.S., Zheleznov M.M., Ziman Ya.L. Algorithms of Data Binding According to Navigational Measurements. *Journal of Instrument Engineering*. 2003. V. 46, no. 4. P. 38-44. (In Russ.)

4. Smirnov A.P., Romanova T.L. Stabilization of space platform with the use of three autocollimators. *Journal of Instrument Engineering*. 2014. V. 57, no. 7. P. 69-75. (In Russ.)

5. Nikitin A.V. Utilize navigation data for obtaining and coordinate reference highresolution remote sensing images. *Current Problems in Remote Sensing of the Earth from Space.* 2009. V. 6, no. 1. P. 272-281 (In Russ.)

6. Boley B., Weiner J. Theory of thermal stresses. New York: John Wiley&Sons Inc., 1960. 517 p.

7. Nowacki W. *Teoriya uprugosti* [Theory of elasticity]. Moscow: Mir Publ., 1975. 872 p.

8. Kovalenko A.D. *Osnovy termouprugosti* [Principles of thermoelasticity]. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1969. 308 p.

9. Loytsyanskiy L.G. *Mekhanika zhidkosti i gaza* [Fluid and gas mechanics]. Moscow: Nauka Publ., 1978. 736 p.

10. Nashchokin V.V. *Tekhnicheskaya termodinamika i teploperedacha* [Engineering thermodynamics and heat transfer]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1980. 469 p.

11. Dunaev B.S., Krasikov V.A., Nikitin A.V. Nazemnyy eksperiment po sinkhronnomu opredeleniyu parametrov uglovoy inertsial'noy orientatsii tremya priborami BOKZ-M. *Sb. trudov vtoroy Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Sovremennye problem orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov»*. Tarusa: Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences Publ., 2010. P. 31-32. (In Russ.)

About the authors

Tsaplin Sergey Vasilevich, Candidate of Physics and Mathematics, Associate Professor, Department of Solid State Physics and Non-Equilibrium Systems, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: tsaplin@samsu.ru. Area of Research: heat and mass transfer, space engineering.

Bolychev Stanislav Alexandrovich, Principal Software Engineer, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: tsaplin@samsu.ru. Area of Research: heat and mass transfer, mathematical modeling, space engineering.

УДК 629.78 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-102-113*

АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ РАЗВЁРТЫВАЕМОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ С АТМОСФЕРНЫМ ЗОНДОМ

© 2016 Дон Чжэ[1], Ю. М. Заболотнов[1], Ван Чанцин[2]

[1]Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)
[2]Северо-западный политехнический университет, г. Сиань, КНР

Анализируется устойчивость движения космической тросовой системы с атмосферным зондом. Рассматривается устойчивость положений равновесия тросовой системы вблизи местной вертикали (статическая устойчивость) и при её развёртывании (динамическая устойчивость). Тросовая система состоит из базового космического аппарата, с которого производится выпуск троса, и атмосферного зонда. Методом Лагранжа получена математическая модель движения тросовой системы в подвижной орбитальной системе координат с учётом аэродинамических сил, действующих на космический аппарат и зонд. Получены условия устойчивости движения тросовой системы относительно местной вертикали. Аналитический анализ подтверждается численными примерами.

Космическая тросовая система, атмосферный зонд, статическая устойчивость, динамическая устойчивость, условия устойчивости, метод фазовой плоскости, численный анализ.

Введение

Рассматривается движение космической тросовой системы (КТС), состоящей из базового космического аппарата (КА), троса и атмосферного зонда. Атмосферный зонд представляет собой сферу с увеличенным баллистическим коэффициентом $\sigma = C_x S / m$, где C_x – коэффициент лобового сопротивления; S и m – соответственно характерная площадь и масса. Развёртывание КТС производится вниз в конечное положение, близкое к местной вертикали (с учётом влияния аэродинамических сил). Анализируются условия устойчивости вертикальных положений равновесия КТС (статическая устойчивость) и условия устойчивости движения при развёртывании системы (динамическая устойчивость). Анализ статической устойчивости производится с помощью теоремы Лагранжа-Дирихле и иллюстрируется построением фазовых портретов системы. Характерной особенностью анализа динамической устойчивости движения относительно местной вертикали при развёртывании КТС является наличие момента от сил Кориолиса. Действие этого момента в сочетании с аэродинамическими моментами может привести к потере динамической устойчивости движения, когда угол между направлением троса и местной вертикалью станет больше $\pi / 2$.

Для получения условий устойчивости и для проведения численного анализа производится построение математической модели движения КТС в орбитальной подвижной системе координат. Такая запись уравнений движения КТС является наиболее удобной для анализа статической и динамической устойчивости движения КТС, так как модель содержит переменные θ, $d\theta / dt$, где θ – угол отклонения троса от вертикали, относительно которых производится анализ устойчивости движения. Основные допущения модели: 1) аэродинамические силы, действующие на трос, не учитываются; 2) движение происходит в центральном

Цитирование: Дон Чжэ, Заболотнов Ю.М., Ван Чанцин. Анализ устойчивости движения развёртываемой космической тросовой системы с атмосферным зондом // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 102-113. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-102-113

ньютоновском гравитационном поле Земли; 3) вращение атмосферы не учитывается; 4) концевые тела – материальные точки; 5) движение КТС рассматривается в плоскости орбиты центра масс системы; 6) за время развёртывания КТС параметры орбиты центра масс не изменяются. Особенностью полученной математической модели движения КТС является наличие обобщённых аэродинамических сил, учитывающих силы лобового сопротивления, действующие на КА и зонд.

При развёртывании КТС с атмосферным зондом в положение, близкое к вертикальному положению, используется динамический закон выпуска троса, обеспечивающий демпфирование поперечных колебаний троса. Аналогичные законы использовались во многих работах, например [1 – 3], а также в реальном тросовом космическом эксперименте YES2 [4]. Особенностью рассматриваемого в данной работе закона является то, что он не накладывает ограничения на отношение масс концевых тел и массу троса.

Влияние сил аэродинамического сопротивления на движение КТС различных типов и структур рассматривалось во многих работах. Например, в работах [5-8] анализируется влияние атмосферы на движение и функционирование электродинамических КТС. Естественно, существенное влияние аэродинамические силы оказывают на движение по орбите надувных конструкций и сложных лёгких мультитросовых систем [9; 10]. Влияние аэродинамических сил на движение КТС на низкой орбите рассматривалось в [11]. Управление движением КТС на низких орбитах с целью компенсации влияния атмосферы рассматривалось в [12]. Анализ точек либраций и положений равновесия КТС с учётом аэродинамических сил проводился в работах [6; 13; 14]. Анализ работ, в которых учитывается влияние аэродинамических сил на движение КТС, показывает, что в настоящее время динамика развёртываемой КТС с концевым телом, обладающим большим баллистическим коэффициентом, недостаточно изучена и требует более подробного исследования.

Настоящая работа посвящена анализу процесса развёртывания КТС с атмосферным зондом с целью обеспечения устойчивости движения. Невыполнение условий устойчивости приводит к неконтролируемому увеличению угла отклонения троса от местной вертикали, проведённой из центра масс механической системы.

Математическая модель движения

При выводе уравнений движения КТС используются следующие системы координат (рис. 1, 2): 1) геоцентрическая система координат $OXYZ$; 2) геоцентрическая орбитальная подвижная система координат $OX_OY_OZ_O$; 3) орбитальная подвижная система координат $Cx_Oy_Oz_O$; 4) тросовая система координат $Cx_ty_tz_t$. Плоскость OXY геоцентрической системы координат $OXYZ$ совпадает с плоскостью орбиты, ось OX направлена по линии узлов, ось OZ перпендикулярна плоскости орбиты и направлена по вектору кинетического момента центра масс системы, OY дополняет систему координат до правой. Ось OX_O системы координат $OX_OY_OZ_O$ направлена по линии OC , где C – центр масс системы. Система координат $OX_OY_OZ_O$ вращается относительно системы координат $OXYZ$ с угловой скоростью $\dot{u} = du/dt$, где u – аргумент широты. Оси орбитальных подвижных систем координат $OX_OY_OZ_O$ и $Cx_Oy_Oz_O$ параллельны. Положение тросовой системы координат $Cx_ty_tz_t$ относительно системы координат $Cx_Oy_Oz_O$ определяется углами углы θ и β (рис. 2).

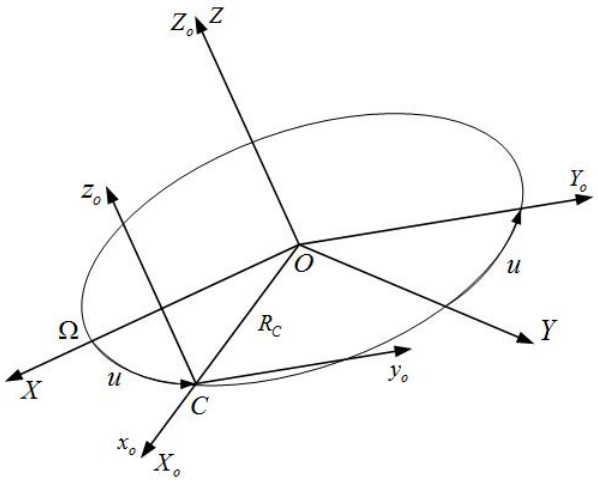


Рис. 1. Системы координат

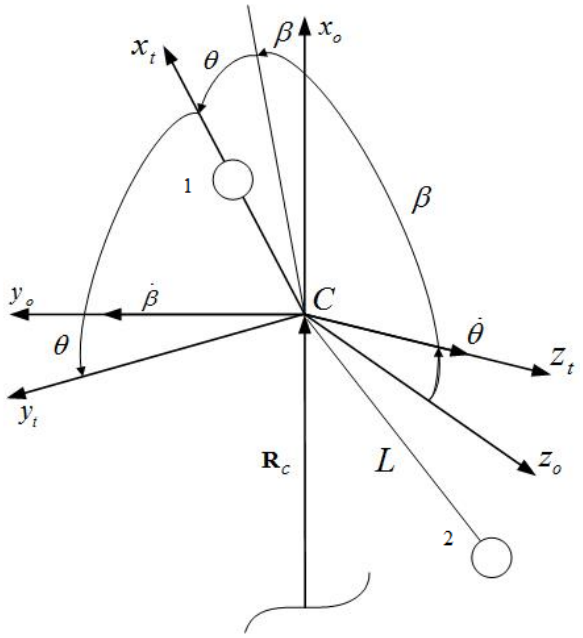


Рис. 2. Взаимное положение систем координат $Cx_Oy_Oz_O$ и $Cx_ty_tz_t$

При выводе уравнений движения в этом случае используются уравнения Лагранжа с обобщёнными координатами $q_1 = L$, $q_2 = \theta$, $q_3 = \beta$ (рис. 2):

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T_c}{\partial \dot{q}_i}\right) - \frac{\partial T_c}{\partial q_i} = -\frac{\partial \Pi}{\partial q_i} + Q_i, \qquad (1)$$

где T_c и Π – кинетическая и потенциальная энергии системы; q_i и $\dot{q}_i$ $(i = 1,2,3)$ – обобщённые координаты и скорости; Q_i – обобщённые непотенциальные силы.

Кинетическая энергия системы в (1) в данном случае представляет сумму трёх кинетических энергий:

$$T_c = \frac{1}{2}m_1\left(\dot{x}_1^2 + \dot{y}_1^2 + \dot{z}_1^2\right) + \\ + \frac{1}{2}m_2\left(\dot{x}_2^2 + \dot{y}_2^2 + \dot{z}_2^2\right) + T_t, \qquad (2)$$

где m_1 и m_2 – массы КА и зонда; x_1, y_1, z_2 и x_2, y_2, z_2 – координаты концевых тел в неподвижной системе координат $OXYZ$; T_t – кинетическая энергия троса.

Кинетическая энергия троса вычисляется следующим образом:

$$T_t = L\rho V_t^2/2 + T_r, \qquad (3)$$

где V_t – скорость центра масс троса; ρ – линейная плотность троса; $T_r = J_t\omega_t^2/2$, $J_t = \rho L^3/12$, ω_t – модуль угловой скорости троса.

Координаты концевых тел вычисляются из выражений

$$x_1 = \left(R_c + L\frac{m_2 + L\rho/2}{M}\cos\beta\cos\theta\right)\cos u - L\frac{m_2 + L\rho/2}{M}\sin\theta\sin u,$$
$$y_1 = \left(R_c + L\frac{m_2 + L\rho/2}{M}\cos\beta\cos\theta\right)\sin u + L\frac{m_2 + L\rho/2}{M}\sin\theta\cos u, \qquad (4)$$
$$z_1 = L\frac{m_2 + L\rho/2}{M}\cos\theta\sin\beta,$$

$$x_2 = \left(R_c - L\frac{m_1^0 - L\rho/2}{M}\cos\beta\cos\theta \right)\cos u + L\frac{m_1^0 - L\rho/2}{M}\sin\theta\sin u,$$
$$y_2 = \left(R_c - L\frac{m_1^0 - L\rho/2}{M}\cos\beta\cos\theta \right)\sin u - L\frac{m_1^0 - L\rho/2}{M}\sin\theta\cos u, \qquad (5)$$
$$z_2 = -L\frac{m_1^0 - L\rho/2}{M}\cos\theta\sin\beta,$$

где m_1^0 – начальная масса КА; R_c – радиус-вектор центра масс КТС; $M = m_1^0 + m_2$. В дальнейшем рассматривается движение КТС в плоскости орбиты центра масс системы, поэтому $\beta = 0$.

Для получения обобщённых сил, обусловленных гравитационным полем Земли, воспользуемся выражениями для потенциальной энергии каждого тела, входящего в систему:

$$\Pi_1 = -\frac{K\left(m_1^0 - L\rho\right)}{r_1},$$
$$\Pi_2 = -\frac{Km_2}{r_2},$$
$$\Pi_t = \int_L d\Pi_t,$$

где K – гравитационный параметр Земли; $r_1 = \sqrt{x_1^2 + y_1^2}$; $r_2 = \sqrt{x_2^2 + y_2^2}$; $d\Pi_t = -\frac{K\rho dx}{r_t}$.

Подставляя выражения (2)-(5) в (1), вычисляя интегралы по длине троса и проводя дифференцирование, получим

$$M_e\ddot{L} = Lv_e\left[\left(\dot\theta + \dot u\right)^2 - \dot u^2\left(1 - 3\cos^2\theta\right)\right] - T + Q_L, \qquad (6)$$

$$J_e\ddot\theta = -2v_eL\dot L\left(\dot\theta + \dot u\right) - \frac{3}{2}J_e\dot u^2\sin 2\theta + Q_\theta, \qquad (7)$$

где $M_e = \left(m_1^0 - L\rho\right)\left(m_2 + L\rho\right)/M$ – приведённая масса;
$J_e = L^2\left(m_1^0m_2 - 2L\rho m_2/3 + L\rho m_1^0/3 - L^2\rho^2/4\right)/M$ – момент инерции всей системы относительно её центра масс;
$v_e = \left(m_1^0 - L\rho\right)\left(m_2 + L\rho/2\right)/M$, T – сила натяжения троса; Q_L и Q_θ – обобщённые аэродинамические силы.

Программа развёртывания в вертикальное положение имеет вид

$$T = v_e\dot u^2\left[a\left(L - L_k\right) + bV_L/\dot u + 3L_k\right], \qquad (8)$$

где L и V_L – длина и скорость выпуска троса; a, b – параметры закона управления; L_k – конечная длина троса. Программа (8) записана для неизменной круговой орбиты, поэтому $\dot u = \text{const}$.

Программа (8) обобщает аналогичные программы, приведённые в [1-3], так как она записана для произвольного соотношения масс концевых тел и учитывает массу троса.

Если $Q_L = Q_\theta = 0$, то система (6)-(7) имеет асимптотически устойчивое положение равновесия: $L = L_k$, $V_L = \theta = \dot\theta = 0$ при $a > 3$, $b > 0$. Доказательство этого утверждения может быть проведено по схеме, приведённой в [3], посредством анализа собственных значений соответствующей линеаризованной системы. Если $Q_\theta \neq 0$, то возможны два случая. При достаточно малых аэродинамических возмущениях $Q_\theta \neq 0$ положение равновесия имеет смещение относительно местной вертикали. При этом качественно поведение системы не изменяется и свойство асимптотической устойчивости положения равновесия сохраняется. При увеличении по модулю обобщённой силы Q_θ существует некоторое предельное её значение, когда устойчивой становится одно из горизонтальных положений КТС:

$\theta = \pm\pi/2$. Подробнее эти случаи будут рассмотрены ниже при анализе вопросов, связанных со статической устойчивостью системы.

Определение аэродинамических обобщённых сил

Аэродинамические силы, действующие на концевые тела, вычисляются из выражений

$$\vec{R}_k = -C_{xk}\rho_{ak}S_kV_k\vec{V}_k/2,\ k = 1,2, \qquad (9)$$

где $\vec{V}_k$ – вектор скорости k-й точки относительно атмосферы; C_{xk} – коэффициенты сил аэродинамического сопротивления; S_k – характерные площади; ρ_{ak} – плотности атмосферы.

Скорости можно разложить на три составляющие (рис. 3):

$$\vec{V}_{rk} = \vec{V}_{ok} + \vec{V}_{\theta k} + \vec{V}_{Lk}, \qquad (10)$$

где $\vec{V}_{ok}$ – скорости точек за счёт вращения орбитальной системы координат $OX_OY_OZ_O$ (переносные скорости); $\vec{V}_{\theta k}, \vec{V}_{Lk}$ – скорости точек относительно системы координат $OX_OY_OZ_O$ (относительные скорости); $V_{\theta k} = \Delta L_k\dot{\theta}$, $V_{Lk} = \Delta\dot{L}_k$, $\Delta L_1 = Lm_2/M$, $\Delta L_2 = Lm_1/M$.

Соответственно суммарные аэродинамические силы, действующие на зонд и КА, можно разложить на составляющие:

$$\vec{R}_k = \vec{R}_{ok} + \vec{R}_{\theta k} + \vec{R}_{Lk}, \qquad (11)$$

где $\vec{R}_k$, $\vec{R}_{ok}$, $\vec{R}_{\theta k}$, $\vec{R}_{Lk}$ – аэродинамические силы, соответствующие скоростям $\vec{V}_k$, $\vec{V}_{ok}$, $\vec{V}_{\theta k}$, $\vec{V}_{Lk}$.

Обобщённые аэродинамические силы определяются из выражений $Q_L = \delta A_L/\delta L$, $Q_\theta = \delta A_\theta/\delta\theta$, где δA_L и δA_θ – работы на возможных перемещениях δL, $\delta\theta$.

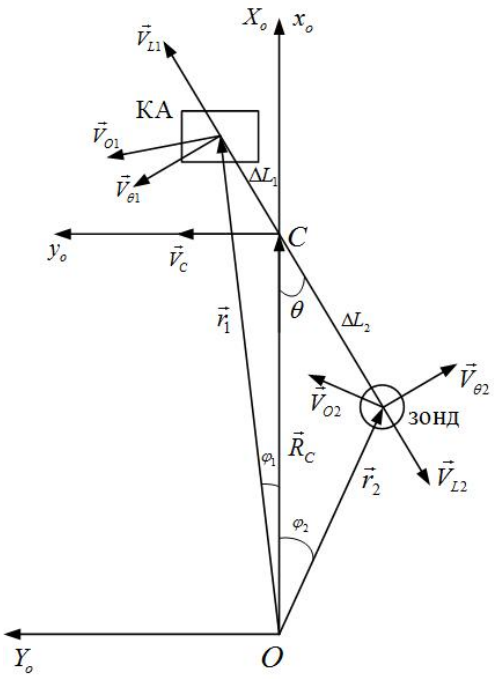


Рис. 3. Положения КА и зонда относительно орбитальных систем координат

Поэтому

$$Q_{\theta 1} = -C_1S_1\rho_{a1}V_1\Delta L_1\left(V_{o1}\cos(\theta-\varphi_1)+V_{\theta 1}\right)/2, \qquad (12)$$

$$Q_{L1} = -C_1S_1\rho_{a1}V_1m_2\left(V_{o1}\sin(\theta-\varphi_1)+V_{L1}\right)/2M, \qquad (13)$$

$$Q_{\theta 2} = C_2S_2\rho_{a2}V_2\Delta L_2\left(V_{o2}\cos(\theta+\varphi_2)-V_{\theta 2}\right)/2, \qquad (14)$$

$$Q_{L2} = C_2S_2\rho_{a2}V_2m_1\left(V_{o2}\sin(\theta+\varphi_2)-V_{L2}\right)/2M. \qquad (15)$$

Углы $\varphi_{1,2}$ определяются в соответствии с рис. 3.

Обобщённые силы, входящие в систему (6)-(7), определяются суммированием соответствующих выражений из (12)-(15): $Q_\theta = Q_{\theta 1} + Q_{\theta 2}$, $Q_L = Q_{L1} + Q_{L2}$.

Условия статической устойчивости

Рассмотрим уравнение колебаний КТС в плоскости орбиты при $L = \text{const}$:

$$\ddot{\theta} = -\frac{3}{2}\Omega^2\sin 2\theta + Q_\theta/J_e. \qquad (16)$$

В дальнейшем будем называть этот случай статическим в том смысле, что выпуск троса не производится, а значит и длина троса не изменяется. Статический случай несёт важную информацию о свойствах системы, в частности, по окончанию развёртывания системы в вертикальное положение имеем статическое положение троса относительно местной вертикали.

Для приближённого анализа уравнения (16) введём некоторые допущения:

$$\varphi_1 \approx \varphi_2 \approx 0,$$
$$V_{L1}, V_{\theta 1} << V_{o1},$$
$$V_{L2}, V_{\theta 2} << V_{o2}. \qquad (17)$$

Если конечная длина троса L_k составляет несколько десятков километров, то для околоземных круговых орбит (высотой 250 км и более) углы φ_1, φ_2 не превышают несколько градусов, а относительные скорости $V_{Lk}, V_{\theta k}$ составляют меньше 0,1% от скоростей орбитального движения V_{ok}. Кроме того, для приближённого анализа можно положить: $V_{o1} \approx V_{o2} \approx V_c$, где $V_c = \Omega R_c$ – круговая орбитальная скорость центра масс, $\Omega = \dot{u}$.

Используя допущения (17) и записывая уравнение (16) в безразмерном виде, получим

$$\theta'' + \frac{3}{2}\sin 2\theta + \nu \cos\theta = 0, \qquad (18)$$

где $\theta'' = d^2\theta / d\tau^2$; $\tau = \Omega t$ – безразмерное время; $\nu = \frac{1}{2}\frac{V_c^2}{L\Omega^2}\left(\rho_{a1}\sigma_1 - \rho_{a2}\sigma_2\right)$ – безразмерный параметр; $\sigma_{1,2} = C_{x1,2}S_{1,2} / m_{1,2}$.

Уравнение (18) имеет интеграл

$$\frac{(\theta')^2}{2} + \Pi(\theta, \nu) = E = \text{const}, \qquad (19)$$

где функция $\Pi(\theta, \nu) = -\frac{3}{4}\cos 2\theta + \nu \sin\theta$ является аналогом потенциальной энергии системы.

В соответствии с теоремой Лагранжа-Дирихле точка равновесия системы (18) устойчива, если потенциальная энергия в ней имеет строгий локальный минимум, и неустойчива, если имеет максимум. На основании этого можно составить табл. 1 для особых точек системы, которые находятся на оси абсцисс $\theta' = 0$.

Таблица 1. Особые точки системы (18)

ν	$\nu < -3$	$\nu \in (-3, 3)$	$\nu > 3$
Устойчивые точки (θ)	$\pi / 2$	$-\arcsin(\nu / 3)$, $\pi + \arcsin(\nu / 3)$	$3\pi / 2$
Неустойчивые точки (θ)	$3\pi / 2$	$\pi / 2$, $3\pi / 2$	$\pi / 2$

Таким образом, если параметр $\nu \in (-3, 3)$ и $\nu \neq 0$, то устойчивые положения равновесия смещаются относительно вертикали (обобщённая сила Q_θ имеет достаточно малые по модулю значения). Причём величина и знак этого смещения зависят от значения параметра ν, то есть от баллистических коэффициентов концевых тел, высоты орбиты и конечной длины троса. Если $|\nu| > 3$, то устойчивыми являются только горизонтальные положения КТС (табл.1). Следовательно, условие статической устойчивости КТС имеет вид

$$|\nu| < 3. \qquad (20)$$

Это условие, если оно выполняется в каждый момент времени, можно рассматривать как необходимое условие устойчивости движения при развёртывании КТС.

На рис. 4, 5 показаны характерные фазовые портреты системы (18), когда параметр $|\nu| > 3$ (рис. 4) и $|\nu| < 3$ (рис. 5).

Надо заметить, что можно подобрать параметры системы так, чтобы в конечный момент времени параметр ν был равен 0. Тогда асимптотически устойчивое конечное положение равновесия при развёртывании КТС будет находиться на местной вертикали и будет совпадать с аналогичным положением равновесия системы, определённом без учёта влияния атмосферы.

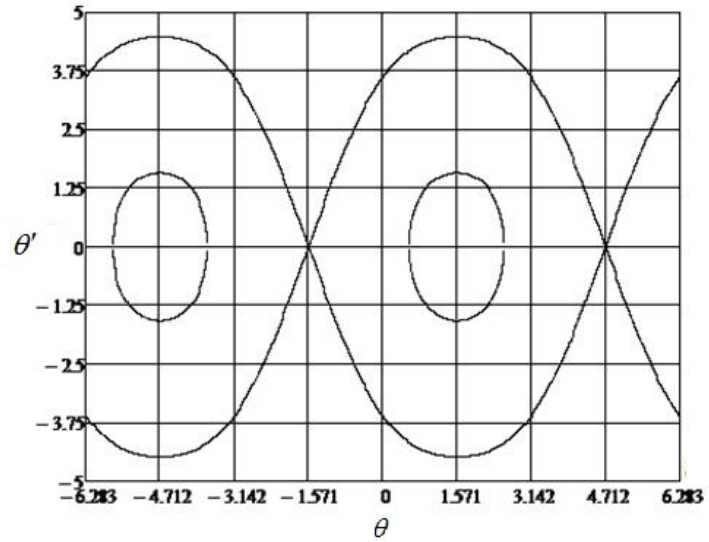


Рис. 4. Фазовый портрет системы ($\nu = -5$)

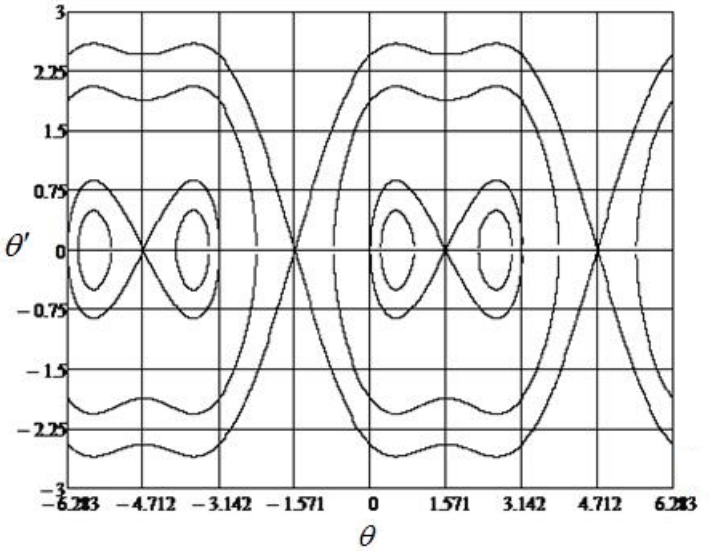


Рис. 5. Фазовый портрет системы ($\nu = -1,5$)

Таким образом, значения параметра $\nu = \pm 3$ являются критическими. При дальнейшем увеличении по модулю параметра существует только одно статически устойчивое положение равновесия КТС, которое соответствует её горизонтальному положению ($\theta = \pi / 2$ или $\theta = 3\pi / 2$). В этом случае влияние аэродинамических сил на поведение системы становится определяющим.

Условия динамической устойчивости

При развёртывании КТС уравнение (7), описывающее изменение угла θ, в безразмерной форме принимает вид

$$\theta''+\frac{3}{2}\sin 2\theta + F\left(\theta,\nu,\mu\right)=0, \qquad (21)$$

где $F\left(\theta,\nu,\mu\right)=\nu\cos\theta+\mu$;

$\mu = 2\dfrac{L'}{L}(\theta'+1)$.

Здесь безразмерный параметр μ определяет действие возмущающего момента от силы Кориолиса и равен отношению момента Кориолиса к гравитационному моменту. В статическом случае этот момент отсутствует, так как $L'=0$. Таким образом, динамическая устойчивость движения системы относительно положений равновесия, близких к вертикали, определяется действием возмущения $F\left(\theta,\nu,\mu\right)$, которое зависит от изменения параметров КТС при её развёртывании. Причём влияние этого возмущения возрастает при малых значениях длины троса L, так как параметры ν,μ имеют особенность при $L\to 0$. Это объясняется тем, что при $L\to 0$ гравитационный момент стремится к нулю. Поэтому при анализе динамической устойчивости движения КТС особое внимание необходимо уделять начальному участку развёртывания КТС. Этот участок также очень важен с точки зрения безопасности проведения эксперимента по развёртыванию троса, так как при потере устойчивости движения системы возможно столкновение КА и зонда.

Анализ движения КТС на начальном участке, который следует сразу после отделения зонда от КА, показывает, что возможны два характерных случая. Эти два случая типичны и отличаются различными знаками параметра ν, который соответствует знаку момента от аэродинамических сил относительно центра масс системы. С другой стороны, момент от сил Кориолиса при развёртывании системы $L'>0$ всегда действует в одном направлении, противоположном угловой скорости Ω орбитального движения центра масс КТС. Поэтому наиболее опасным случаем с точки зрения потери динамической устойчивости движения КТС при её развёртывании является случай, когда знаки параметров ν,μ совпадают, то есть моменты от аэродинамических сил и сил Кориолиса направлены в одну сторону.

На начальном участке развёртывания КТС высоты, на которых находятся КА и зонд, очень близки. Поэтому $\rho_{a1}\approx\rho_{a2}$ и, следовательно, знак и величина параметра ν определяется разностью баллистических коэффициентов $\Delta\sigma=\sigma_1-\sigma_2$. В этом случае достаточное условие динамической устойчивости движения КТС можно записать в виде неравенства

$$\Delta\sigma_1<\Delta\sigma<\Delta\sigma_2, \qquad (22)$$

где $\Delta\sigma_1<0$, $\Delta\sigma_2>0$ – некоторые предельные значения разности $\Delta\sigma$, причём $\left|\Delta\sigma_2\right|<<\left|\Delta\sigma_1\right|$. Существенная несимметричность интервала объясняется действием момента от сил Кориолиса, который при развёртывании системы всегда действует в одном направлении. Предельные значения параметра $\Delta\sigma$ можно определить только численно, если известны характеристики КТС, скорость разделения КА и зонда и т.д.

В качестве примера определения предельных значений параметра $\Delta\sigma$ рассмотрим КТС со следующими характеристиками: высота круговой орбиты $H=250$ км; коэффициенты сил аэродинамического сопротивления $C_{x1,2}=2,4$; относительная скорость отделения зонда 2 м/с; массы $m_1=m_2=100$ кг; баллистический коэффициент КА $\sigma_1=0,075$ м^2/кг; параметры закона управления (8) $a=4$, $b=5$. Изменяя характерную площадь зонда, нетрудно определить предельные значения параметра $\Delta\sigma$, которые равны $\Delta\sigma_1=-30$ м^2/кг, $\Delta\sigma_2=0,021$ м^2/кг.

На рис. 6 приведены примеры траекторий зонда относительно КА в орбитальной подвижной системе координат

$Cx_oy_oz_o$. Случаю динамической неустойчивости движения КТС ($\sigma_2 = 0,019$ м^2/кг) соответствует сплошная кривая, случаю устойчивого движения – штриховая линия ($\sigma_2 = 0,118$ м^2/кг). При моделировании использовались параметры стандартной атмосферы ГОСТ 4401-81, ГОСТ 25645.101-83.

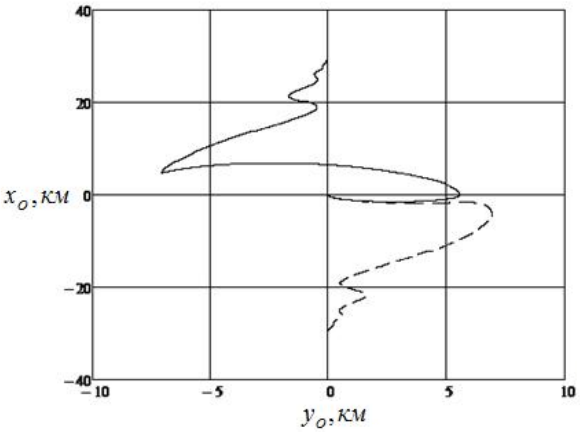


Рис. 6. Траектории зонда относительно КА в орбитальной подвижной системе координат $Cx_oy_oz_o$

Выводы

На основании проведённого анализа можно сделать следующие выводы:

1. Статическая устойчивость колебаний КТС относительно вертикали обеспечивается при выполнении условия (20), причём в общем случае при выборе параметров системы необходимо стремиться к минимально возможному значению $|\nu|$.

2. Динамическая устойчивость движения КТС при её развёртывании обеспечивается при выполнении условия (22), причём имеет место существенное отличие абсолютных значений предельных величин параметра: $|\Delta\sigma_2| << |\Delta\sigma_1|$, где $\Delta\sigma = \sigma_1 - \sigma_2$, $\sigma_{1,2}$ – баллистические коэффициенты КА и зонда.

3. Начальный участок развёртывания КТС является наиболее опасным с точки зрения обеспечения динамической устойчивости движения системы с учётом влияния аэродинамических сил, так как на этом участке стабилизирующее влияние гравитационного момента минимально.

4. При выборе параметров КТС необходимо стремиться к тому, чтобы параметры ν, μ имели, по крайней мере, разные знаки, поскольку в противном случае направления действия моментов от сил инерции и аэродинамических сил совпадают и создаются наиболее благоприятные условия для потери динамической устойчивости движения системы.

Дон Чжэ благодарит правительство КНР в лице фонда CSC (China Scholarship Council) за материальную поддержку при обучении в аспирантуре Самарского государственного аэрокосмического университета.

Библиографический список

1. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 336 с.

2. Ишков С.А., Наумов С.А. Управление развёртыванием орбитальной тросовой системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2006. № 1(9). С. 77-85.

3. Заболотнов Ю.М. Управление развёртыванием орбитальной тросовой системы в вертикальное положение с малым грузом // Прикладная математика и механика. 2015. Т. 79, № 1. С. 37-47.

4. Kruijff M. Tethers in Space. The Netherlands: Delta-Utec Space Research, 2011. 432 p.

5. Zhou Y., Sun Q. The dynamic analysis of electro-dynamic tether under atmospheric environment // Machinery Design and Manufacture. 2012. Iss. 4. P. 198-200.

6. Zhong R., Zhu Z. Libration dynamics and stability of electrodynamic tethers in satellite deorbit // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 2013. V. 116, Iss. 3. P. 279-298. DOI: 10.1007/S10569-013-9489-4

7. Wong B., Damaren Ch. Control of the Electrodynamic Boom Propulsion System Accounting for Atmospheric Drag // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2010. V. 33, Iss. 5. P. 1327-1333. DOI: 10.2514/1.48972

8. Zhong R., Zhu Z. Long-term libration dynamics and stability analysis of electrodynamic tethers in spacecraft deorbit // Journal of Aerospace Engineering. 2014. V. 27, Iss. 5. P. 04014020. DOI: 10.1061/(asce)as.1943-5525.0000310

9. Stiles L.A., Schaub H., Maute K.K., Moorer D.F. Electrostatically inflated gossamer space structure voltage requirements due to orbital perturbations // Acta Astronautica. 2013. V. 84. P. 109-121. DOI: 10.1016/j.actaastro.2012.11.007

10. Razzaghi P., Assadian N. Study of the triple-mass Tethered Satellite System under aerodynamic drag and J_2 perturbations // Advances in Space Research. 2015. V. 56, Iss. 10. P. 2141-2150. DOI: 10.1016/j.asr.2015.07.046

11. Zanutto D. Analysis of Propellantless Tethered System for the De-Orbiting of Satellites at End of Life. PhD Thesis. Università degli Studi di Padova, 2013. 207 p. Available at: http://paduaresearch.cab.unipd.it/5369/

12. Aorpimai M., Navakitkanok P. Orbit Control Manoeuvre Strategy for Post-Mission De-Orbiting of A Low-Earth-Orbit Satellite // Applied Mechanics and Materials. 2015. V. 781. P. 495-499. DOI: 10.4028/www.scientific.net/amm.781.495

13. Rossi E.V., Cicci D.A., Cochran J.E. Existence of periodic motions of a tether trailing satellite // Applied Mathematics and Computation. 2004. V. 155, Iss. 1. P. 269-281. DOI: 10.1016/s0096-3003(03)00776-8

14. Dong Z., Li A., Wang C., Zabolotnov Yu. Modeling and Simulation Analysis Equilibrium Position of Space Tether System // Journal Computer Simulation. 2014. V. 31, Iss. 2. P. 160-164.

Информация об авторах

Дон Чжэ, аспирант кафедры программных систем, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: dongzhe@yandex.ru. Область научных интересов: космические тросовые системы.

Заболотнов Юрий Михайлович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры программных систем, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: yumz@yandex.ru. Область научных интересов: динамика космических систем и космических аппаратов, орбитальные тросовые системы, движение космических аппаратов в атмосфере, асимптотические методы механики.

Ван Чанцин, PhD, доцент института автоматики, Северо-западный политехнический университет, г. Сиань, КНР. E-mail: wangcq@mail.ru. Область научных интересов: автоматические системы управления, динамика космических тросовых систем.

ANALYSIS OF MOTION STABILITY OF A DEPLOYED SPACE TETHER SYSTEM WITH AN ATMOSPHERIC PROBE

© 2016 Dong Zhe[1], Yu. M. Zabolotnov[1], Wang Changqing[2]

[1]Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation
[2]Northwestern Polytechnic University, Xi'an, China

The stability of motion of a space tether system with an atmospheric probe is investigated in the paper. The equilibrium position stability of a space tether system near the local vertical (static stability) and deployment stability (dynamic stability) is studied. A tether system consists of spacecraft from which the tether is deployed and an atmospheric probe. The Lagrangian method is used to derive a dynamic model of the tether system's motion in a mobile orbital system of coordinates considering aerodynamic forces acting on the spacecraft and the probe. The conditions of tether system motion stability with respect to the local vertical are determined. Analytical analysis is confirmed by numerical examples.

Space tether system, atmospheric probe, static stability, dynamic stability, stability conditions, phase plane approach, numerical analysis.

References

1. Beletskiy V.V., Levin E.M. *Dinamika kosmicheskikh trosovykh system* [Dynamics of space tether systems]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 336 p.

2. Ishkov S.A., Naumov S.A. Control over orbital tether system unfolding. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2006. No. 1(9). P. 77-85.

3. Zabolotnov Yu.M. Control of the deployment of a tethered orbital system with a small load into a vertical position. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*. 2015. V. 79, Iss. 1. P. 28-34. DOI: 10.1016/j.jappmathmech.2015.04.015

4. Kruijff M. Tethers in Space. The Netherlands: Delta-Utec Space Research, 2011. 432 p.

5. Zhou Y., Sun Q. The dynamic analysis of electro-dynamic tether under atmospheric environment. *Machinery Design and Manufacture*. 2012. Iss. 4. P. 198-200.

6. Zhong R., Zhu Z. Libration dynamics and stability of electrodynamic tethers in satellite deorbit. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 2013. V. 116, Iss. 3. P. 279-298. DOI: 10.1007/s10569-013-9489-4

7. Wong B., Damaren Ch. Control of the Electrodynamic Boom Propulsion System Accounting for Atmospheric Drag. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*. 2010. V. 33, Iss. 5. P. 1327-1333. DOI: 10.2514/1.48972

8. Zhong R., Zhu Z. Long-term libration dynamics and stability analysis of electrodynamic tethers in spacecraft deorbit. J*ournal of Aerospace Engineering*. 2014. V. 27, no. 5. P. 1-13.

9. Stiles L.A., Schaub H., Maute K.K., Moorer D.F. Electrostatically inflated gossamer space structure voltage requirements due to orbital perturbations. *Acta Astronautica*. 2013. V. 84. P. 109-121. DOI: 10.1016/j.actaastro.2012.11.007

10. Razzaghi P., Assadian N. Study of the triple-mass Tethered Satellite System under aerodynamic drag and J_2 perturbations. *Advances in Space Research*. 2015. V. 56, Iss. 10. P. 2141-2150. DOI: 10.1016/j.asr.2015.07.046

11. Zanutto D. Analysis of Propellantless Tethered System for the De-Orbiting of Satellites at End of Life. PhD Thesis. Università degli Studi di Padova, 2013. 207 p. Available at: http://paduaresearch.cab.unipd.it/5369/

Citation: Dong Zhe, Zabolotnov Yu.M., Wang Changqing. Analysis of motion stability of a deployed space tether system with an atmospheric probe. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 102-113. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-102-113

12. Aorpimai M., Navakitkanok P. Orbit Control Manoeuvre Strategy for Post-Mission De-Orbiting of A Low-Earth-Orbit Satellite // Applied Mechanics and Materials. 2015. V. 781. P. 495-499. DOI: 10.4028/www.scientific.net/amm.781.495

13. Rossi E.V., Cicci D.A., Cochran J.E. Existence of periodic motions of a tether trailing satellite. *Applied Mathematics and Computation*. 2004. V. 155, Iss. 1. P. 269-281. DOI: 10.1016/s0096-3003(03)00776-8

14. Dong Z., Li A., Wang C., Zabolotnov Yu. Modeling and Simulation Analysis Equilibrium Position of Space Tether System. *Journal Computer Simulation*. 2014. V. 31, Iss. 2. P. 160-164.

About the authors

Dong Zhe, postgraduate student of the Department of Software Systems, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: dongzhe@yandex.ru. Area of Research: space tether systems.

Zabolotnov Yury Mikhailovich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Software Systems, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: yumz@yandex.ru. Area of Research: dynamics of space systems and spacecraft, space tether systems, spacecraft motion in the atmosphere, asymptotic mechanics methods.

Wang Changqing, PhD, Associate professor, Institute of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xian, China. E-mail: wangcq@mail.ru. Area of Research: automatic control systems, dynamics of space tether system.

УДК 538.975+539.1 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-114-121*

ТВЁРДОФАЗНЫЙ РОСТ И СТРУКТУРА ПЛЁНОК ДИСИЛИЦИДА БАРИЯ НА Si (111)

© 2016 В. Л. Дубов, Д. В. Фомин, Н. Г. Галкин

Амурский государственный университет, г. Благовещенск

В статье представлены результаты эксперимента по формированию методом твёрдофазной эпитаксии тонких плёнок дисилицида бария ($BaSi_2$) – перспективного материала для солнечных элементов. Формирование $BaSi_2$ проводилось в условиях сверхвысокого вакуума на кремниевых подложках по технологии template. На финальной стадии формирования наноструктур проводили рекристаллизацию плёнок отжигом. Полученные тонкие плёнки исследовали in-situ методами: электронной оже-спектроскопии и спектроскопии характеристических потерь энергии электронами. Далее ex-situ методами: атомно-силовой микроскопии и рентгеновской дифракции. Последний метод показал наличие в плёнке, сформированной при температуре рекристаллизации $T = 800\ ^0$C, a-ориентированного дисилицида бария. Для данной плёнки представлены спектры оже-электронов и характеристических потерь энергии электронами. Анализ топологии поверхности полученной наноструктуры методом атомно-силовой микроскопии показал, что её шероховатость сопоставима с шероховатостью образцов тонких плёнок $BaSi_2$, сформированных методом молекулярно-лучевой эпитаксии. Причина незначительного количества сформировавшихся кристаллитов $BaSi_2$ – низкая взаимодиффузия атомов бария и кремния при выбранном методе формирования плёнки. Решение данной проблемы представляется в использовании технологии соосаждения Ba и Si с последующей рекристаллизацией плёнки при температурах, близких к температуре, определённой в данной работе.

Тонкие плёнки, нанотехнологии, солнечные ячейки, твёрдофазная эпитаксия, дисилицид бария, кремний.

Введение

Известно, что проблема создания эффективных и дешёвых фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) имеет большую важность не только для экологически чистой альтернативной энергетики [1], но и при конструировании энергетических установок различных аэро- и космических аппаратов [2-4]. Одним из возможных материалов при создании новых, недорогих и эффективных ФЭП могут стать тонкие плёнки $BaSi_2$ [5]. В настоящее время идёт активная работа по поиску оптимального метода формирования плёнок $BaSi_2$ на кремнии с высоким КПД, близким к теоретическому [6-8]. В данной работе представлены экспериментальные данные по формированию таких плёнок методом твёрдофазной эпитаксии. Данный метод рассматривался как менее затратный по сравнению существующими сегодня нанотехнологиями получения тонких плёнок. Полученный образец с плёнкой *a*-ориентированного $BaSi_2$ является продолжением ранее начатой работы с тонкими плёнками дисилицида бария [9].

Эксперимент

Формировались две тонкие плёнки $BaSi_2$ в сверхвысоковакуумной (СВВ) камере прибора PHI model 590 с базовым давлением $1\cdot10^{-9}$ Торр. Кремниевые подложки размером 5×15 мм вырезалась из промышленной шайбы FZN100 с ориентацией поверхности (111) и удельным сопротивлением 50-75 Ом·см. Подложки подвергались ex-situ процедуре химической очистки в ацетоне, затем изопропиловом спирте (по 5 мин в каждом хими-

Цитирование: Дубов В.Л., Фомин Д.В., Галкин Н.Г. Твёрдофазный рост и структура плёнок дисилицида бария на Si (111) // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 114-121.
DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-114-121

ческом реактиве) с использованием ультразвуковой ванны. Далее подложки in-situ дегазировались в течение 6 часов при температуре 600°С. Дополнительно для удаления поверхностного оксида трижды повторялся высокотемпературный прогрев при T = 1250°С в течение 3 с.

В ходе эксперимента на кремниевые подложки при комнатной температуре (КТ) осадили по 4 бислоя Ba+Si толщиной h_{Ba} = 15 нм и h_{Si} = 10 нм. Общая толщина осаждённого вещества в обоих случаях составила 100 нм. Барий осаждался из источника, выполненного из танталовой фольги в виде трубочки, обжатой с двух сторон, и с проколом в центральной части. В трубочку помещалась навеска бария массой около 300 мг. Навеска бария перед загрузкой в танталовую трубочку травилась в растворе ацетона и сразу помещалась в центральную часть трубочки. Откачка камеры осуществлялась в течение 20-25 мин для снижения толщины окисла бария. Очистка бария от окисла проводилась во время прогрева при температуре 800^0 С в течение часа. Источник кремния имел вид прямоугольной пластины с размерами 5×15 мм^2, вырезанной из промышленной шайбы Si(111) р-типа проводимости с удельным сопротивлением 45 Ом·см (КДБ-45). Источники бария и кремния нагревались прямым пропусканием тока до диапазона температур, соответствующих испарению бария и кремния. Скорость осаждения определялась по кварцевому датчику прибора Sycon Instruments и составила 0,6 нм/мин для бария и 1,3 нм/мин для кремния. На финальной стадии формирования наноструктуры проводили рекристаллизацию плёнки при T = 800 °С (первый образец) и T = 700 °С (второй образец) в течение часа.

Полученные образцы исследовались внутри вакуумной камеры (in-situ) методами электронной оже-спектроскопии (ЭОС) и спектроскопии характеристических потерь энергии электронами (СХПЭЭ), а также после выгрузки из ростовой камеры (ex-situ) методами атомно-силовой микроскопии (АСМ) и рентгеновского дифракционного анализа (РДА) в геометрии Брэгга-Брентано.

Результаты и их обсуждение

Кристаллическая структура выращенных плёнок исследовалась методом РДА. На рис. 1 представлены спектры для каждого образца, включая чистый кремний, измеренные при $\varphi = 2^o$ с шагом 0,05° в диапазоне 2θ от 15 до 80°.

Сравнительный анализ со спектром чистого кремния выявил на спектрах образцов наличие пиков в районе 45° (оба образца) и 62,8° (образец, сформированный при T = 800 °С). Идентификация фаз была проведена путём сравнения экспериментальных спектров с кристаллографическими данными, представленными в работе [10]. В результате было установлено, что лишь на образце, сформированном при температуре рекристаллизации T = 800 °С, наблюдается пик (62,8°), наличие которого позволяет утверждать, что сформировалась плёнка с *a*-ориентированным дисилицидом бария: *a*-$BaSi_2$(600). Пики 45° были получены от держателей образов (Fe) рентгеновского дифрактометра в силу небольшого (5×15 мм) размера образцов.

Приведём данные исследований только для образца (T = 800 °С), содержащего, по данным РДА, дисилицид бария.

На рис. 2 представлены оже-электронные спектры подложки Si(111) (нижний график) и сформированной при T = 800 °С плёнки (верхний график). Пики в районе 90 эВ соответствует кремнию, а сдвоенные пики в районе 580 эВ – барию. Доля атомов Si в готовом образце, с учётом коэффициентов элементной чувствительности и интенсивности рассматриваемых пиков, более чем в два раза выше доли атомов Ba. Это позволило предположить уже на этапе in-situ исследований наличие дисилицида бария в сформированной плёнке.

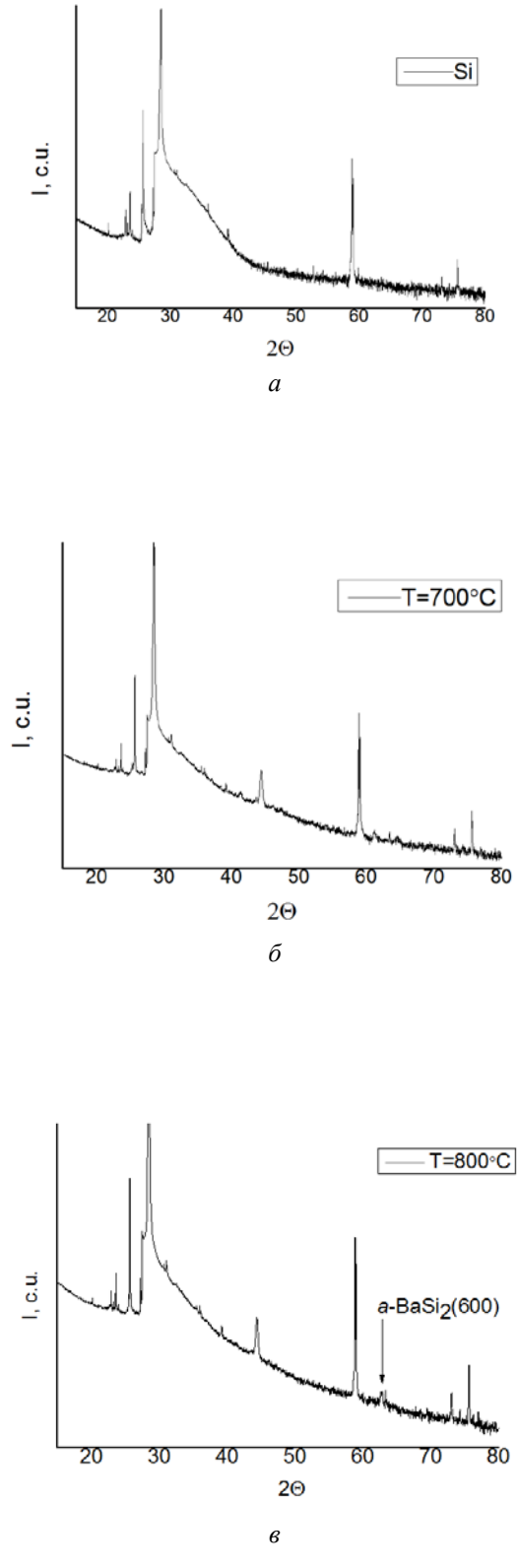


Рис. 1. Спектры рентгеновской дифракции: а – чистого кремния; б – образца, сформированного при T = 700 ^{0}C; в – образца, сформированного при T = 800 ^{0}C с a-BaSi$_2$(600)

Нижний спектр оже-электронов для Si(111) демонстрирует высокую степень очистки подложки после серии высокотемпературных прогревов перед осаждением на неё четырёх бислоев кремния и бария.

Анализ спектров ХПЭЭ (рис. 3) показывает, что на графике образца наблюдается незначительный пик с энергией 6,7 эВ, характеризующий межзонный переход в силициде, формируемом на стадии его роста.

Однако слабая интенсивность этого пика, объёмного (13,0 эВ) и поверхностного (10,4 эВ) плазмонов, а также их большие полуширины говорят о слабой кристаллизации дисилицида бария в приповерхностной области данного образца. Пик с энергией 13,5 эВ по литературным данным [11] относят к полупроводниковому дисилициду бария.

Видимый на нижнем графике подложки Si объёмный пик чистого кремния (17,2 эВ) на графике для полученного образца отсутствует. Это свидетельствует о наличии толстой плёнки дисилицида бария, сформировавшейся на кремниевой подложке.

Анализ АСМ изображений образца (рис. 4), сформированного при T = 800 °C показал, что сформированная плёнка обладает шероховатостью: R_a = 13,2 нм и R_q = 20,52 нм, при этом наблюдаются проколы. Определённая из картин АСМ для исследуемого образца шероховатость сравнима с шероховатостью образцов тонких плёнок $BaSi_2$, полученных методом молекулярно-лучевой эпитаксии [12].

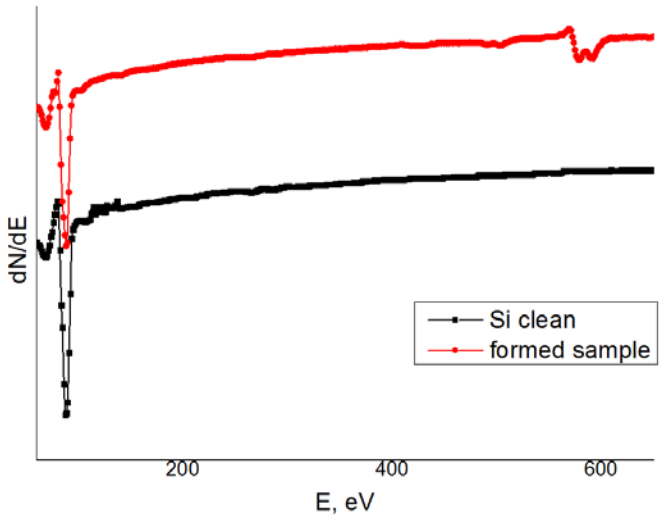


Рис. 2. Оже-электронные спектры образца: от подложки – чистого Si(111) и сформированной тонкой плёнки $BaSi_2$ (при температуре рекристаллизации T = 800 °C)

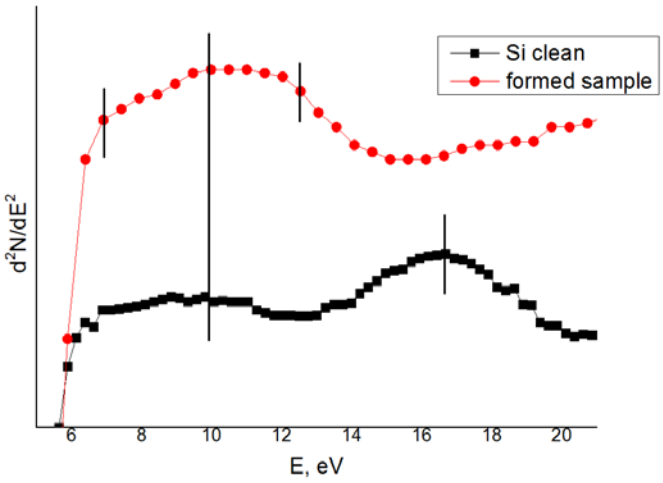
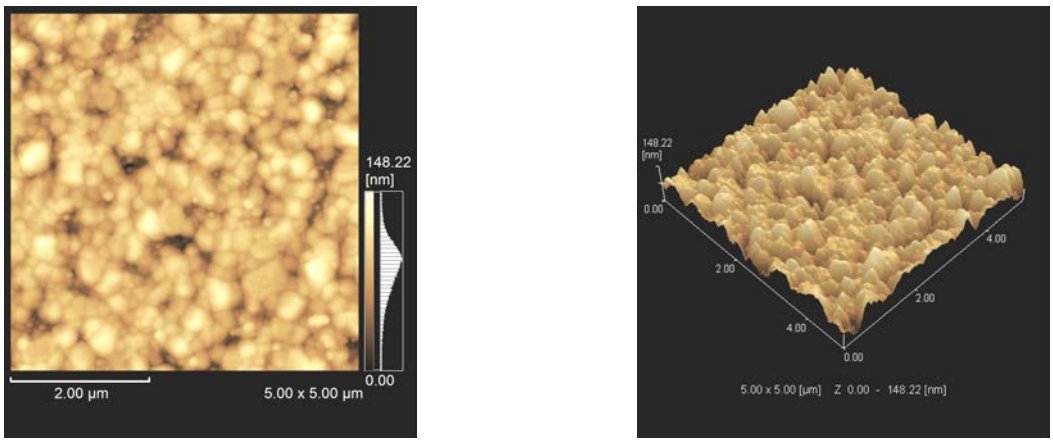


Рис. 3. Спектры характеристических потерь энергии электронами чистого кремния Si(111) и сформированной при температуре рекристаллизации T = 800 °C тонкой плёнки дисилицида бария



а *б*

Рис. 4. АСМ-изображение сформированного образца при T = 800 °C: а – 2D, б – 3D

Подводя итог, можно утверждать, что в проведённом эксперименте оптимальной температурой рекристаллизации плёнки, содержащей дисилицид бария (при послойном осаждении), является T = 800 °C. Однако методы СХПЭЭ и РДА показали, что несмотря на обнаруженный a-$BaSi_2$(600) количество сформировавшихся кристаллитов мало. Можно предположить, что это произошло вследствие низкой взаимодиффузии атомов бария и кремния при выбранном методе формирования плёнки. Решение данной проблемы видится в использовании со-осаждения атомов бария и кремния с последующей рекристаллизацией плёнки при температурах, близких к температуре, определённой в работе.

Авторы выражают благодарность профессору Т. Суемасу (prof. T. Suemasu) из университета г. Цукуба (University of Tsukuba, Institute of Applied Physics) за предоставленную возможность проведения ex-situ исследований образцов в его лаборатории и обсуждении промежуточных результатов.

Работа выполнена при поддержке некоммерческого благотворительного фонда Прохорова в рамках конкурса «Академическая мобильность» по договору №АМ-153/15.

Библиографический список

1. Дубинин Д.В., Лаевский В.Е. (Geringer V.) Энергетическая эффективность работы солнечных батарей в реальных режимах эксплуатации // Известия Томского политехнического университета. 2015. Т. 326, № 3. С. 58-62.

2. Кирилин А.Н., Ткаченко С.И., Салмин В.В., Сёмкин Н.Д., Папков А.П., Абрашкин В.И., Ткаченко И.С., Железнов Ю. Е., Галаева Е.Ю. Лётно-конструкторские испытания и опытная эксплуатация малых космических аппаратов «АИСТ» // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2015. Т. 14, № 4. С. 58-71. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-58-71

3. Мальчукова Е.В., Абрамов А.С., Непомнящих А.И., Теруков Е.И. Алюмоборосиликатные стекла, содопированные редкоземельными элементами, как радиационно-защитные покрытия солнечных батарей // Физика и техника полупроводников. 2015. Т. 49, № 6. С. 753-757.

4. Яровой Г.П., Латухина Н.В., Рогожин А.С., Гуртов А.С., Ивков С.В., Миненко С.И. Кремниевые фотопреобразователи для космической и авиационной отрасли // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2012. Т. 14, № 1(2). С. 521-524.

5. Migas D.B., Shaposhnikov V.L., Borisenko V.E. Isostructural $BaSi_2$, $BaGe_2$ and $SrGe_2$: electronic and optical properties // Physica Status Solidi (B). 2007. V. 224, Iss. 7. P. 2611-2618. DOI: 10.1002/pssb.200642556

6. Pokhrel A., Samad L., Meng F., Jin S. Synthesis and characterization of barium silicide ($BaSi_2$) nanowire arrays for potential solar applications // Nanoscale. 2015. V. 7, Iss. 41. P. 17450-17456. DOI: 10.1039/c5nr03668b

7. Takashi S. Exploring the possibility of semiconducting $BaSi_2$ for thin-film solar cell applications // Japanese Journal of Applied Physics. 2015. V. 54, Iss. 7S2. P. 07JA01. DOI: 10.7567/jjap.54.07ja01

8. Nakagawa Y., Hara K.O., Suemasu T., Usami N. Fabrication of single-phase polycrystalline $BaSi_2$ thin films on silicon substrates by vacuum evaporation for solar cell applications // Japanese Journal of Applied Physics. 2015. V. 54, Iss. 8S1. P. 08KC03. DOI: 10.7567/jjap.54.08kc03

9. Fomin D.V., Dubov V.L., Galkin K.N., Goroshko D.L., Maslov A.M., Galkin N.G.,

Batalov R.I., Shustov V.A. Formation, structure and optical properties of nanocrystalline $BaSi_2$ films on Si(111) substrate // Solid State Phenomena. 2016. V. 245. P. 42-48. DOI: 10.4028/www.scientific.net/ssp.245.42

10. Toh K., Saito T., Suemasu T. Optical Absorption Properties of $BaSi_2$ Epitaxial Films Grown on a Transparent Silicon-on-Insulator Substrate Using Molecular Beam Epitaxy // Japanese Journal of Applied Physics. 2011. V. 50, Iss. 6R. P. 068001. DOI: 10.7567/jjap.50.068001

11. Ibach H. Electron energy loss spectrometers. The technology of high performance. V. 63. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1991. 188 p.

12. Inomata Yu., Nakamura T., Suemasu T., Hasegava F. Epitaxial Growth of Semiconducting $BaSi_2$ Films on Si(111) Substrates by Molecular Beam Epitaxy // Japanese Journal of Applied Physics. 2004. V. 43, Iss. 4A. P. L478-L481. DOI: 10.1143/jjap.43.l478

Информация об авторах

Дубов Виктор Леонидович, младший научный сотрудник лаборатории физики поверхности Научно-образовательного центра, Амурский государственный университет, г. Благовещенск. E-mail: 7dubov7@mail.ru. Область научных интересов: физика тонких плёнок; поверхности и границы раздела; физика наноструктур; низкоразмерные структуры на кремнии; полупроводниковые приборы на кремнии с использованием систем пониженной размерности.

Фомин Дмитрий Владимирович, кандидат физико-математических наук, директор Научно-образовательного центра, Амурский государственный университет, г. Благовещенск. E-mail: e-office@yandex.ru. Область научных интересов: физика тонких плёнок; поверхности и границы раздела; физика наноструктур; низкоразмерные структуры на кремнии; полупроводниковые приборы на кремнии с использованием систем пониженной размерности.

Галкин Николай Геннадьевич, доктор физико-математических наук, профессор, главный научный сотрудник лаборатории физики Научно-образовательного центра, Амурский государственный университет, г. Благовещенск. E-mail: ngalk@iacp.dvo.ru. Область научных интересов: физика тонких плёнок; поверхности и границы раздела; физика наноструктур; низкоразмерные структуры на кремнии; полупроводниковые приборы на кремнии с использованием систем пониженной размерности.

SOLID-PHASE GROWTH AND STRUCTURE OF BARIUM DISILICIDE FILMS ON Si (111)

© 2016 V. L. Dubov, D. V. Fomin, N. G. Galkin

Laboratory of Surface Physics, Scientific and Educational Center of Amur State University, Blagoveshchensk, Russian Federation

The paper presents the results of an experiment on the formation of thin films of barium disilicide ($BaSi_2$) – a promising material for solar cells using the method of solid-phase epitaxy. $BaSi_2$ was formed in ultrahigh vacuum on silicon substrates with the use of template technology. At the final stage of the formation of nanostructures the films were recrystallized by annealing. The resulting thin films were investigated by in-situ methods: Auger electron spectroscopy and electron energy loss spectroscopy. Then ex-situ techniques were used: atomic force microscopy and X-ray diffraction. The latter method showed the presence of a-oriented barium disilicide in the film formed at the temperature of recrystallization $T = 800\ ^0C$. The spectra of Auger

Citation: Dubov V.L., Fomin D.V., Galkin N.G. Solid-phase growth and structure of barium disilicide films on Si(111). *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 114-121.
DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-114-121

electrons and electron energy loss for the film are presented. The analysis of surface topology nanostructure obtained by atomic force microscopy shows that its surface roughness is comparable with the roughness of thin $BaSi_2$ film samples formed by molecular beam epitaxy. The reason for a small amount of crystallites $BaSi_2$ formed, as we see it, is low interdiffusion of barium and silicon atoms in the case of using the chosen method of forming a film. The use of the Ba and Si co-deposition technique, followed by recrystallization of the film at temperatures close to the temperature specified in the paper appears to be the solution of this problem.

Thin films, nanotechnology, solar cells, solid-phase epitaxy, barium disilicide, silicon.

References

1. Dubinin D.V., Geringer V. Energy efficiency of solar batteries under real operating conditions // *Bulletin of the Tomsk Polytechnic University*. 2015. V. 326, no. 3. P. 58-62. (In Russ.)

2. Kirilin A.N., Tkachenko S.I., Salmin V.V., Semkin N.D., Papkov A.P., Abrashkin V.I., Tkachenko I.S., Zheleznov Yu.E., Galaeva E.Yu. Flight development tests and attempted operation of «AIST» small satellites. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2015. V.14, no 4. P. 58-71. (In Russ.) DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-58-71

3. Malchukova E.V., Abramov A.S., Terukov E.I., Nepomnyashchikh A.I. Aluminoborosilicate glasses codoped with rare-earth elements as radiation-protective covers for solar cells. *Semiconductors*. 2015. V. 49, Iss. 6. P. 736-740. DOI: 10.1134/s1063782615060147

4. Yarovoy G.P., Latukhina N.V., Rogozhin A.S., Gurtov A.S., Ivkov S.V., Minenko S.I. Silicon photoelectric converters for space and aviation industry. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2012. V. 14, no. 1 (2). P. 521-524. (In Russ.)

5. Migas D.B., Shaposhnikov V.L., Borisenko V.E. Isostructural $BaSi_2$, $BaGe_2$ and $SrGe_2$: electronic and optical properties. *Physica Status Solidi (B)*. 2007. V. 224, Iss. 7. P. 2611-2618. DOI: 10.1002/pssb.200642556

6. Pokhrel A., Samad L., Meng F., Jin S. Synthesis and characterization of barium silicide ($BaSi_2$) nanowire arrays for potential solar applications. *Nanoscale*. 2015. V. 7, Iss. 41. P. 17450-17456. DOI: 10.1039/c5nr03668b

7. Takashi S. Exploring the possibility of semiconducting $BaSi_2$ for thin-film solar cell applications. *Japanese Journal of Applied Physics*. 2015. V. 54, Iss. 7S2. P. 07JA01. DOI: 10.7567/jjap.54.07ja01

8. Nakagawa Y., Hara K.O., Suemasu T., Usami N. Fabrication of single-phase polycrystalline $BaSi_2$ thin films on silicon substrates by vacuum evaporation for solar cell applications. *Japanese Journal of Applied Physics*. 2015. V. 54, Iss. 8S1. P. 08KC03. DOI: 10.7567/jjap.54.08kc03

9. Fomin D.V., Dubov V.L., Galkin K.N., Goroshko D.L., Maslov A.M., Galkin N.G., Batalov R.I., Shustov V.A. Formation, structure and optical properties of nanocrystalline $BaSi_2$ films on Si(111) substrate. *Solid State Phenomena*. 2016. V. 245. P. 42-48. DOI: 10.4028/www.scientific.net/ssp.245.42

10. Toh K., Saito T., Suemasu T. Optical Absorption Properties of $BaSi_2$ Epitaxial Films Grown on a Transparent Silicon-on-Insulator Substrate Using Molecular Beam Epitaxy. *Japanese Journal of Applied Physics*. 2011. V. 50, Iss. 6R. P. 068001. DOI: 10.7567/jjap.50.068001

11. Ibach H. Electron energy loss spectrometers. The technology of high performance. V. 63. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1991. 188 p.

12. Inomata Yu., Nakamura T., Suemasu T., Hasegava F. Epitaxial Growth of Semiconducting $BaSi_2$ Films on Si(111) Substrates by Molecular Beam Epitaxy. *Japanese Journal of Applied Physics*. 2004. V. 43, Iss. 4A. P. L478-L481. DOI: 10.1143/jjap.43.l478

About the authors

Dubov Viktor Leonidovich, junior researcher, laboratory of surface physics, Scientific Educational Center, «Amur State University», Blagoveshchensk, Russian Federation. E-mail: 7dubov7@mail.ru. Area of Research: physics of thin films; surfaces and interfaces; physics of nanostructures; low-dimensional structures on silicon; semiconductor devices on silicon using low-dimensional systems.

Fomin Dmitriy Vladimirovich, Candidate of Science (Engineering), Head of Scientific Educational Center, «Amur State University», Blagoveshchensk, Russian Federation. E-mail: e-office@yandex.ru. Area of Research: physics of thin films; surfaces and interfaces; physics of nanostructures; low-dimensional structures on silicon; semiconductor devices on silicon using low-dimensional systems

Galkin Nikolay Gennad'evich, Doctor of Physics and Mathematics, Professor, senior researcher, laboratory of surface physics, Scientific Educational Center, «Amur State University», Blagoveshchensk, Russian Federation. E-mail: ngalk@iacp.dvo.ru. Area of Research: physics of thin films; surfaces and interfaces; physics of nanostructures; low-dimensional structures on silicon; semiconductor devices on silicon using low-dimensional systems.

УДК 621.378:535+621.438 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-122-130*

ДВУХДЛИННОВОЛНОВЫЙ СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТР ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СТАТИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ ДЕТАЛЕЙ ТУРБОМАШИН

© 2016 А. И. Жужукин[1], М. Е. Колотников[2], В. А. Солянников[1]

[1]Публичное акционерное общество «КУЗНЕЦОВ», г. Самара
[2]Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва

В оптической схеме спекл-интерферометра с совмещёнными пучками и спекл-модулированной опорной волной использованы два источника когерентного излучения с длиной волны 532 и 632,8 нм. Опорный пучок сформирован с помощью диффузора, расположенного перед исследуемым объектом. Применение двух источников излучения в оптической схеме позволило увеличить количество экспериментальных точек, что необходимо для повышения точности измерения статических перемещений поверхности исследуемой детали. С использованием дополнительных экспериментальных точек построена эпюра нормальных перемещений входной кромки лопатки компрессора 7-й ступени при изгибных деформациях. В качестве регистрирующего устройства применена цифровая фотокамера. С помощью длинноволнового спекл-интерферометра на разных длинах волн получены две спекл-интерферограммы при крутильном нагружении лопатки 9-й ступени компрессора. Предложено для нахождения нулевой полосы использовать изображение, представляющее собой произведение этих двух спекл-интерферограмм. Разработана методика определения нулевой полосы при крутильном нагружении для случая, когда прилегающая к заделке часть поверхности лопатки недоступна для наблюдения и на заделку выходит сразу несколько тёмных полос. Данная методика апробирована при определении нулевой полосы на спекл-интерферограмме, полученной при статическом крутильном нагружении лопатки 9-й ступени компрессора.

Статические деформации, спекл-интерферометрия, лазерные спеклы, нулевая полоса.

Надёжность и долговечность деталей турбомашин существенно зависят от точности расчёта на прочность конструкций в процессе их проектирования. Несмотря на то, что в настоящее время точность расчётных методов достаточно высока, при проведении численных исследований всегда возникает задача определения достоверности полученных результатов, особенно при расчёте конструкций сложной геометрической формы. Сочетание современных расчётных и экспериментальных методов позволяет наиболее эффективно проводить изучение полей деформаций и напряжений на поверхности и в объёме деталей и конструкций.

Из теории упругости известно, что механическое напряжение однозначно определяется локальной относительной деформацией материала. Вследствие этого изменение формы объекта до и после нагрузки, то есть поле пространственных перемещений различных точек его поверхности, несёт информацию о распределении напряжений в материале исследуемого объекта. К наиболее современным и эффективным экспериментальным методам измерения линейных перемещений точек поверхности объекта относятся методы голографической и спекл-интерферометрии [1-5], причём в последнее десятилетие, в связи с высокой оперативностью и дешевизной эксперимента, наибольшее распространение получили методы спекл-интерферометрии.

Цитирование: Жужукин А.И., Колотников М.Е., Солянников В.А. Двухдлинноволновый спекл-интерферометр для исследования статических деформаций деталей турбомашин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 122-130. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-122-130

При регистрации статических деформаций объекта методом цифровой спекл-интерферометрии особое внимание уделяется выбору оптической схемы интерферометра. В настоящее время разработаны оптические схемы интерферометров для определения деформационных перемещений как нормальных составляющих из плоскости объекта, так и тангенциальных перемещений в плоскости объекта. В данной работе рассматриваются деформации, когда нормальная составляющая перемещений существенно превышает тангенциальную составляющую.

В большинстве случаев при решении подобных задач используется оптическая схема цифрового спекл-интерферометра (ЦСИ) с гладкой опорной волной и разделёнными пучками [2]. Схемы таких ЦСИ оказываются громоздкими, требующими тщательной юстировки и надёжной виброизоляции. В работе [4] для регистрации статических деформаций деталей турбомашин разработан ЦСИ с совмещёнными пучками и спекл-модулированной опорной волной, в котором опорный пучок сформирован с помощью диффузора, расположенного перед исследуемым объектом (рис. 1). Эта схема проста при юстировке, содержит малое число оптических элементов и обладает собственным запасом устойчивости к внешним воздействиям. Другим важным достоинством этой схемы является возможность использования цифровой фотокамеры в качестве регистрирующей системы, что позволяет значительно повысить качество записываемых спекл-интерферограмм.

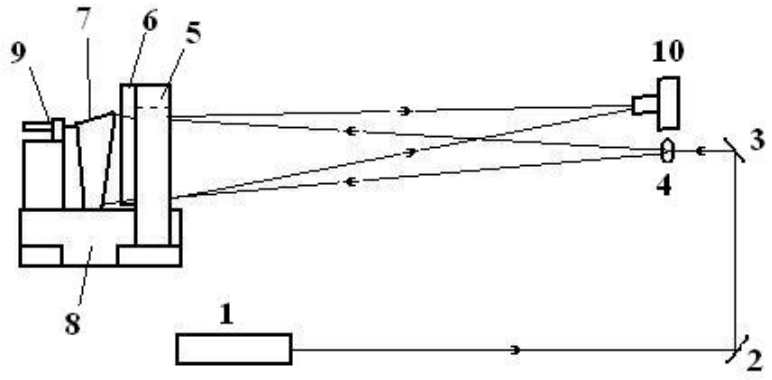


Рис. 1. Оптическая схема ЦСИ с совмещёнными пучками и спекл-модулированной опорной волной для измерения статических деформаций деталей:
1 – лазер; 2, 3 – поворотные зеркала; 4 – расширитель пучка; 5 – держатель диффузора; 6 – диффузор; 7 – исследуемая деталь; 8 – зажимное устройство; 9 – устройство нагружения; 10 – фотокамера

Принцип действия установки описан в работе [5]. Такой интерферометр обладает максимальной чувствительностью к нормальной компоненте вектора перемещений и в то же время не чувствителен к тангенциальной компоненте.

Яркость $B(x, y)$ изображения, наблюдаемого на экране монитора, описывается выражением [5]:

$$B(x, y) = \Phi(x, y) \cdot \left| \sin \frac{1}{2} \Delta\Psi(x, y) \right| , \qquad (1)$$

где $\Phi(x, y)$ – случайная функция, обусловленная микрорельефом оптически шероховатой поверхности и разностью фаз предметного и опорного пучков; $\Delta\Psi(x, y)$ – изменение фазы, вызванное деформацией исследуемого объекта.

Изменение фазы между предметным и опорным пучками в любой точке поверхности объекта с координатами (x, y), вызванное деформацией исследуемого объекта [1], определяется как

$$\Delta\Psi(x,y)=\frac{4\pi}{\lambda}d(x,y), \qquad (2)$$

где $d(x,y)$ – смещение поверхности исследуемого объекта; λ – длина волны используемого лазерного излучения.

Отсюда нормальная компонента смещения поверхности исследуемого объекта в центрах тёмных полос определяется следующим образом:

$$d(x,y)=\frac{\lambda}{2}n, \qquad (3)$$

где n – номер тёмной полосы ($n=0;\pm1;\pm2;...$).

Для получения поля перемещений по всей поверхности исследуемой детали значения смещений между линиями центров полос определяются методами интерполяции. Ввиду того, что поле деформаций получают с помощью дифференцирования поля перемещений, точность вычисления поля перемещений определяет точность расчёта деформаций, а также напряжений во всех точках поверхности исследуемой детали. В этой связи для повышения точности измерений при построении поля перемещений необходимо иметь как можно больше экспериментальных точек. Другой проблемой при проведении статических испытаний деталей турбомашин методами голографической и спекл-интерферометрии является вопрос определения нулевой полосы, что необходимо для присвоения каждой полосе номера n в формуле (3). В этом случае $n=0$, что, согласно выражению (3), соответствует той области поверхности лопатки, которая в результате нагружения не смещается.

Целью представленной работы является повышение точности измерений при построении поля перемещений поверхности исследуемой детали при статических нагрузках путём увеличения количества экспериментальных точек, а также определение местонахождения нулевой полосы на спекл-интерферограмме.

Для достижения указанной цели в оптическую схему установки на рис. 1 введён ещё один источник излучения с другой длиной волны (рис. 2).

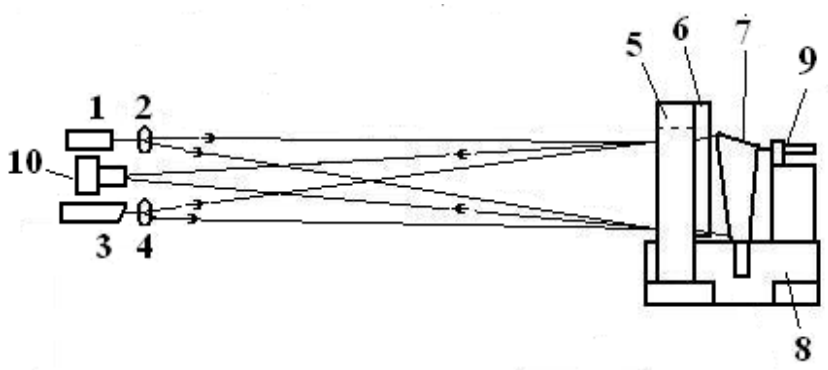


Рис. 2. Оптическая схема двухдлинноволнового ЦСИ с совмещёнными пучками и спекл-модулированной опорной волной:
1 – лазер SLM – 417; 2,4 – расширитель пучка; 3 – лазер ЛГН -222; 5 – держатель диффузора; 6 – диффузор; 7 – исследуемая деталь; 8 – зажимное устройство; 9 – устройство для статического нагружения; 10 – фотокамера

Установка работает следующим образом. Когерентное излучение ($\lambda_1=532$ нм) твёрдотельного лазера *1* расширяется с помощью линзы *2* и через диффузор *6* попадает на поверхность исследуемого объекта *7*. Когерентное излучение ($\lambda_2=632{,}8$ нм) гелий-неонового лазера *3*, проходя расширительную линзу *4* и диффузор *6*, освещает поверхность исследуемого объекта *7*. В качестве объекта исследования выбрана лопатка компрессора 7-й ступени. Для получения спекл-

интерферограмм реализуется метод вычитания изображений. Исследуемая лопатка регистрируется в исходном ненагруженном состоянии с помощью фотокамеры *10* сначала при освещении лазером *1* (при этом излучение от лазера *3* перекрывается), затем при освещении только лазером *3*. После этого лопатка нагружается с помощью устройства *9*, как показано на рис. 3.

В результате деформации различные точки поверхности лопатки смещаются на различные расстояния, что приводит к возникновению разности фаз между предметным и опорным пучками согласно выражению (2), вследствие чего исходная спекл-структура, не меняясь в среднем, сильно изменяется в мелких деталях.

Затем нагруженная лопатка регистрируется отдельно при освещении лазером *1* и при освещении лазером *3*. При реализации метода вычитания находятся два разностных изображения, представляющие собой две спекл-интерферограммы, полученные при освещении излучением $\lambda_1 = 532$ нм и $\lambda_2 = 632{,}8$ нм (рис. 4).

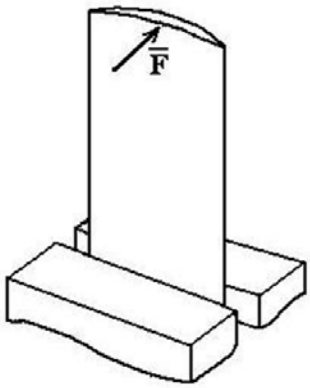
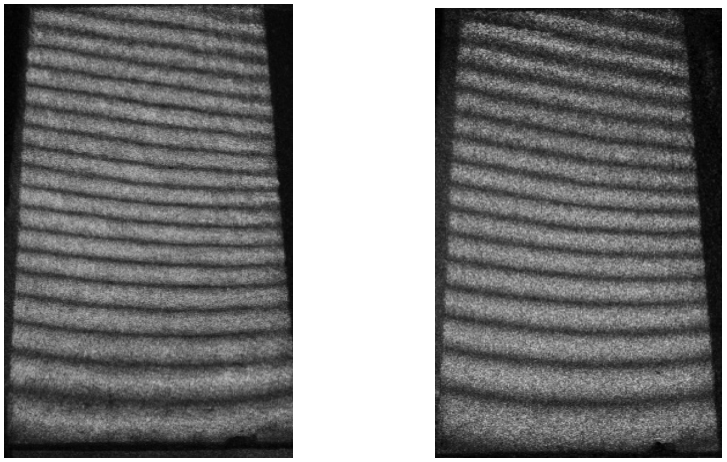


Рис.3. Схема нагружения лопатки при изгибе



а *б*

Рис.4. Спекл-интерферограммы деформационного поля перемещений лопатки 7-й ступени компрессора при изгибе, полученные с помощью установки на рис. 2: а - λ_1 = 532 нм; б - λ_2 = 632,8 нм

С практической точки зрения наибольший интерес представляет информация о распределении смещений и деформаций по кромкам лопаток. Определение нулевой полосы в данном эксперименте не вызывает затруднений, так как очевидно, что это будет первая полоса вблизи заделки лопатки. Для построения эпюры смещений необходимо определить координаты центров интерференционных полос, а по номеру полосы установить значение величины смещения в точках с этими координатами, используя при этом выражение (3). Наиболее простой путь определения координат точек, принадлежащих центрам интерференционных полос, приведён в [6]. Этот метод был использован в данной работе для построения эпюры смещений при статическом нагружении лопатки по входной кромке (на рис. 4, *а* и 4, *б* – левая кромка). Если обозначить *L* как расстояние точки от основания лопатки по входной кромке, то график эпюры смещений лопатки на этом участке будет выглядеть, как показано на рис. 5.

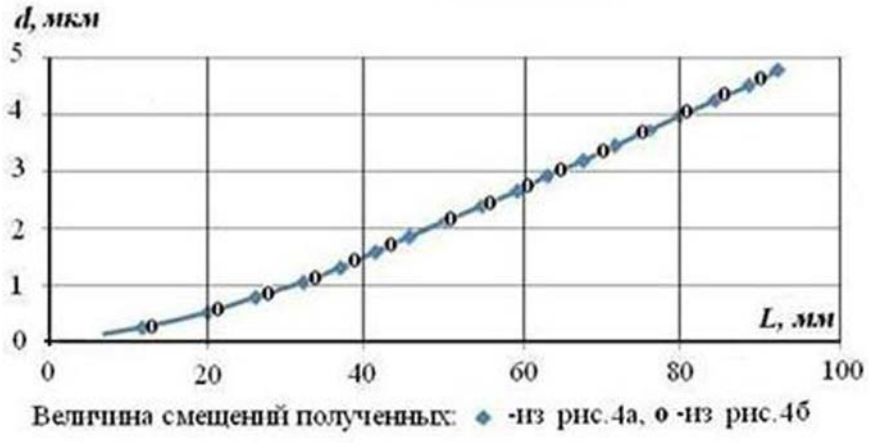


Рис. 5. Эпюра смещений входной кромки лопатки компрессора 7-й ступени

Из рис. 5 видно, что значения смещений по входной кромке, полученные из рис. 4, *а* и рис. 4, *б*, лежат на одной кривой. Незначительные отклонения в отдельных точках, наблюдаемые при более крупном масштабе этого графика, связаны с погрешностью определения центров тёмных полос. Таким образом, использование двухдлинноволнового ЦСИ позволяет более точно построить эпюру смещений благодаря большему количеству экспериментальных данных.

В ходе дальнейших испытаний лопатка была подвергнута статическому нагружению посредством кручения лопатки, как показано на рис. 6.

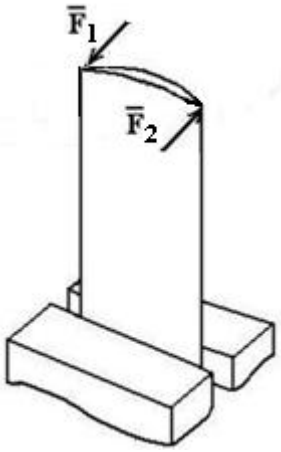


Рис.6. Схема нагружения лопатки при кручении

С помощью двухдлинноволнового ЦСИ получены две спекл-интерферограммы (рис. 7).

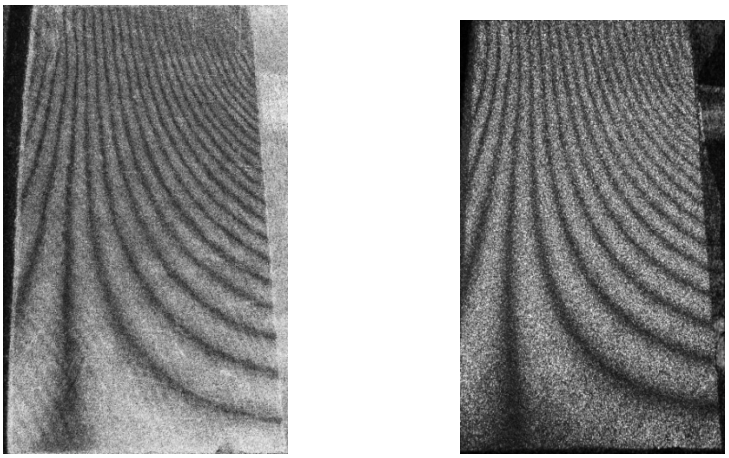
В соответствии с формулами (1)–(3) нулевая полоса является тёмной, но её местонахождение неизвестно.

Для нахождения нулевой полосы в данной работе предлагается использовать изображение, представляющее собой произведение спекл-интерферограмм, приведённых на рис. 7, *а* и рис. 7, *б*. В этом случае, как следует из формул (1) и (2), яркость результирующего изображения описываются выражением:

$$B_{1,2}(x,y) = \\ = \Phi_{1,2}(x,y)\left|\sin\left(\frac{2\pi}{\lambda_1}d(x,y)\right)\cdot\sin\left(\frac{2\pi}{\lambda_2}d(x,y)\right)\right|, \quad (4)$$

где $\Phi_{1,2}(x,y)$ – случайная функция.

Интерференционные полосы определяются произведением двух синусоид с разным периодом. График этой функции без учёта $\Phi_{1,2}(x,y)$ представлен на рис. 8.



а *б*

Рис.7. Спекл-интерферограммы деформационного поля перемещений лопатки 7-й ступени компрессора, полученные при кручении: а - λ_1 = 532 нм; б - λ_2 = 632,8 нм

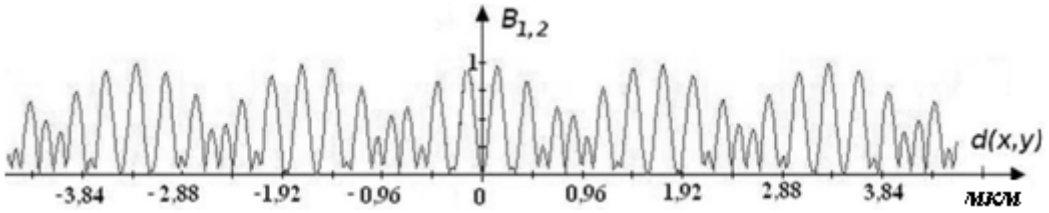


Рис. 8. Зависимость яркости интерференционных полос от величины перемещений на спекл-интерферограмме, полученной по формуле (4)

Как видно из рис. 8, на этой интерферограмме нулевая полоса $\left(d\left(x,y\right)=0\right)$ также является тёмной. Рядом с ней с каждой стороны должны наблюдаться по две светлые полосы, а дальше с ростом $d\left(x,y\right)$ контраст ухудшается. Однако для определения нулевой полосы этого недостаточно, так как при $d\left(x,y\right)\approx 1{,}59$ мкм, а также при $d\left(x,y\right)\approx 3{,}18$ мкм и т.д. эта ситуация повторяется. То же самое наблюдается и при отрицательных перемещениях. Но с учётом условий проведения эксперимента (нулевая полоса должна выходить на заделку) можно определить местонахождение нулевой полосы на спекл-интерферограмме, как это показано на рис. 9.

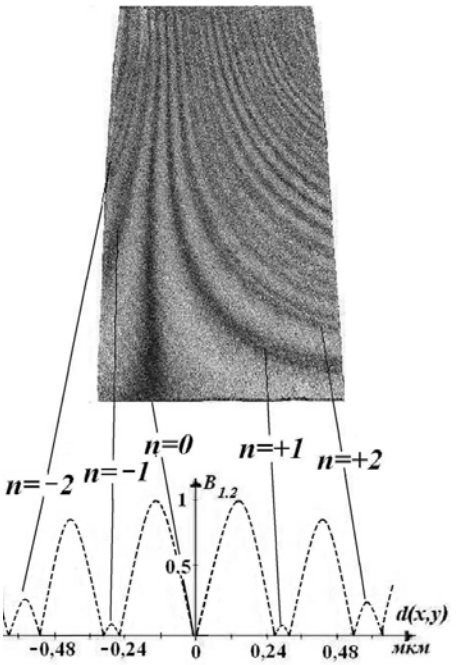


Рис. 9. Определение нулевой полосы на спекл-интерферограмме при статических деформациях с использованием двухдлинноволнового спекл-интерферометра



Рис. 10. Определение нулевой полосы на спекл-интерферограмме лопатки 9-й ступени компрессора в случае, когда нижняя часть лопатки недоступна для наблюдения

На рис. 9 приведён наиболее простой случай, когда только одна тёмная полоса выходит на заделку лопатки, именно она и является нулевой.

Однако данная методика может быть использована и для более сложного случая, когда прилегающая к заделке часть недоступна для наблюдения и на нижнюю часть интерферограммы выходит сразу несколько тёмных полос (рис. 10).

Применяя тот же подход, что и в предыдущем случае (рис. 9), нулевую полосу можно легко определить.

Таким образом: разработан спекл-интерферометр для исследования статических деформаций объектов, в оптическую схему которого включены два источника лазерного излучения с разной длиной волны; проведена апробация разработанной установки при исследовании статических деформаций лопатки компрессора 7-й ступени; применение разработанной установки позволило увеличить количество экспериментальных точек для построения эпюры статических смещений по входной кромке лопатки; разработана методика определения нулевой полосы на спекл-интерферограммах при крутильных статических деформациях.

Библиографический список

1. Джоунс Р., Уайкс К. Голографическая и спекл-интерферометрия. М.: Мир, 1986. 327 с.

2. Еленевский Д.С., Шапошников Ю.Н. Лазерно-компьютерная система анализа спекл-интерферограмм вибрирующих объектов // Известия Самарского научного центра РАН. 1999. Т. 1, № 1. С. 134-136.

3. Макаева Р.Х., Каримов А.Х., Царёва А.М. Применение голографической интерферометрии для контроля качества паяных и сварных соединений // Авиационно-космическая техника и технология. 2013. № 7(104). С. 7-11.

4. Жужукин А.И., Солянников В.А. Применение цифровой фотокамеры в оптической схеме спекл-интерферометра для исследования статических деформаций деталей газотурбинных двигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 4(35). С. 155-161.

5. Журавлев О.А., Комаров С.Ю., Сергеев Р.Н. Нагрузочное устройство для тестирования мобильных цифровых спекл-интерферометров деформационных перемещений // Вестник Самарского государственного университета. 2013. № 9/2(110). С. 87-96.

6. Щеглов Ю.Д. Обработка спекл-изображений с использованием псевдоинтерферограмм // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3(34), ч. 2. С. 125-132.

Информация об авторах

Жужукин Анатолий Иванович, кандидат технических наук, инженер-конструктор конструкторского научно-исследовательского отделения, ПАО «КУЗНЕЦОВ». E-mail: cntkknio@yandex.ru. Область научных интересов: голографическая и спекл-интерферометрия.

Колотников Михаил Ефимович, доктор технических наук, начальник отдела, ЦИАМ им. П.И. Баранова. E-mail: cntkknio@yandex.ru. Область научных интересов: динамика и прочность деталей турбомашин.

Солянников Виктор Анатольевич, кандидат технических наук, начальник конструкторского научно-исследовательского отделения ПАО «КУЗНЕЦОВ». Область научных интересов: поузловая доводка турбомашин по параметрам прочности, надёжности и ресурсу.

DOUBLE WAVELENGTH SPECKLE INTERFEROMETER FOR THE RESEARCH OF STATIC DEFORMATIONS OF GAS TURBINE ENGINE PARTS

© 2016 A. I. Zhuzhukin[1], M. E. Kolotnikov[2], V. A. Solyannikov[1]

[1]Public Company «Kuznetsov», Samara, Russian Federation
[2]Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation

Two coherent radiation sources with the wavelength of 532 nm and 632.8 nm are used in a speckle interferometer optical arrangement with combined beams and speckle-modulated background wave. The reference beam is formed with the help of a diffuser located in front of the object under investigation. The use of two radiation sources in the optical arrangement makes it possible to increase the number of experimental points, which is necessary for improving the accuracy of measuring static displacements of the surface of the part under investigation. A diagram of normal displacements of the leading edge of a blade of the 7th compressor stage under bending deformations has been plotted using additional experimental points. A digital still camera is used as a registering device. Two speckle-interferograms have been obtained at different wavelengths of a blade of the 9-th compressor stage under torsion with the use of the long-wavelength speckle interferometer. It was proposed to use a pattern that represents the product of these two speckle-interferograms in order to determine the zero band. A method of determining the zero band under torsion has been developed for the case when the part of the blade surface adjoining the attaching point is not available for observation and several shadow bands fall on the attaching point at once. This methodology has been tested for zero band determination on a speckle-interferogram obtained under static torsion of a blade of the 9-th compressor stage.

Static deformations, speckle interferometry, laser speckles, zero band.

References

1. Jones R., Wykes C. Holographic and speckle interferometry. Cambridge: Cambridge University Press, 1983. 342 p.

2. Yelenevsky D.S., Shaposhnikov Yu.N. Computer-aided laser systems for obtaining of vibrating objects speckle-interferograms and their analysis. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 1999. V. 1, no. 1. P. 134-136. (In Russ.)

3. Makayeva R.H., Karimov A.H., Tzareva A.M. Application of holographic interferometry for the testing of quality of the soldered and welded joint. *Aerospace Technic and Technology*. 2013. No. 7 (104). P. 7-11. (In Russ.)

Citation: Zhuzhukin A.I., Kolotnikov M.E., Solyannikov V.A. Double wavelength speckle interferometer for the research of static deformations of gas turbine engine parts. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 122-130. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-122-130

4. Zhuzhukin A.I., Solyannikov V.A. Using a digital camera in a speckle-interferometer optical scheme for the analysis of static deformations in gas turbine engine elements. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 4 (35). P. 155-161. (In Russ.)

5. Zhuravlyov O.A., Komarov S.Yu., Sergeev R.N. Load device for testing mobile digital speckle interferometers of deformative displacements. *Vestnik of Samara State University*. 2013. No. 9/2 (110). P. 87-96. (In Russ.)

6. Shcheglov Yu.D. Processing spekl images using pseudo-interferograms. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 3(34), part 2. P. 125-132. (In Russ.)

About the author

Zhuzhukin Anatoly Ivanovich, Candidate of Science (Engineering), design engineer of the Design Research Department, Public Company «KUZNETSOV», Samara, Russian Federation. E-mail: cntkknio@yandex.ru. Area of Research: holographic and speckle-interferometry.

Kolotnikov Mikhail Yefimovich, Doctor of Science (Engineering), Head of department, Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation. E-mail: cntkknio@yandex.ru. Area of Research: dynamics and strength of gas turbine engine parts, gas turbine engine unit development according to strength, reliability and life time parameters.

Solyannikov Victor Anatolyevich, Candidate of Science (Engineering), Head of Design Engineering Research Department, Public Company «KUZNETSOV», Samara, Russian Federation. Area of Research: gas turbine engine unit development according to strength, reliability and life time parameters.

УДК 621.431+004.9 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-131-144*

РАЗРАБОТКА НЕЙРОСЕТЕВОЙ МОДЕЛИ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2016 А. В. Кузнецов, Г. М. Макарьянц

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

С использованием рекуррентной нейронной сети разработана математическая модель малоразмерного газотурбинного двигателя (МГТД), отражающая его функционирование на переходных режимах. В процессе моделирования учёт температуры и давления перед компрессором, зависящих от высоты и скорости летательного аппарата (ЛА), осуществлялся в явном виде. Для верификации применялась термодинамическая динамическая модель МГТД, основанная на поузловом описании агрегатов двигателя. Выполнено сравнение разработанной модели с существующей, в которой для учёта скорости и высоты полёта ЛА использовались приведённые параметры. Результаты показали, что разработанная модель даёт значительно меньшую погрешность расчёта динамических характеристик МГТД по сравнению с существующей. При этом время расчёта моделей отличается незначительно.

Малоразмерный ГТД, нейронные сети, MatLab/Simulink.

Введение

В малоразмерных газотурбинных двигателях отсутствует возможность получения исчерпывающей информации о рабочем процессе в силу невозможности расположения достаточного количества датчиков. Так, например, в двигателе JetCat P60-SE используются датчики частоты вращения ротора и температуры за турбиной. При выходе из строя одного из них управление двигателем будет затруднительно либо невозможно. Таким образом, для повышения отказоустойчивости МГТД на борту ЛА необходимо иметь систему, которая будет дублировать существующие датчики, а также выдавать информацию о дополнительных параметрах, например, тяге, расходе воздуха через компрессор и т.п. Такой системой является модель двигателя, записанная на микроконтроллер или программируемую логическую интегральную схему (ПЛИС) и встроенная в систему автоматического управления (САУ). При этом она должна быть достаточно простой для возможности проведения расчётов в режиме реального времени и точной. Эти требования являются взаимоисключающими, но можно найти компромисс, используя нейронную сеть (НС) для идентификации параметров двигателя. При этом точность и скорость расчёта зависят от многих факторов, к которым можно отнести структуру самой сети и взаимодействие её со вспомогательной моделью, преобразующей входные данные, размеры обучающей выборки и то, как она отражает реальный переходный процесс двигателя.

В настоящее время проводится много исследований на тему идентификации параметров ГТД с помощью НС и применения их в системе управления двигателем. В [1] рассматриваются нейросетевые алгоритмы для повышения отказоустойчивости измерительных каналов авиационного ГТД и решаются задачи контроля параметров авиационного двигателя.

Цитирование: Кузнецов А.В., Макарьянц Г.М. Разработка нейросетевой модели малоразмерного газотурбинного двигателя // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 131-144.
DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-131-144

В [2] рассматривается применение нейронечётких алгоритмов для решения задач контроля и диагностики авиационных ГТД, описывается построение математической модели ГТД и классификатора отказов. В [3] представлена инженерная методика построения нейросетевой модели двухвального газотурбинного двигателя, включающая алгоритмы обучения и идентификации математической модели двигателя по реальным данным с выбором структуры и размера нейронной сети. В [4] были разработаны нелинейные авторегрессионные экзогенные (NARX) модели запуска одновальной газовой турбины (ГТ) General Electric PG 9351FA. Обучение НС осуществлялось с использованием результатов запусков этого двигателя при разных погодных условиях. В [5] на основе экспериментальных данных разработана и испытана модель на основе искусственной нейронной сети (ИНС) для мониторинга работы газовой микротурбины Turbec T100. Модель ИНС была основана на многослойной сети прямого распространения. Для обучения применялся алгоритм обратного распространения ошибки. В [6] использовались нейронные сети для выявления неисправностей в авиационных двигателях. Динамические нейронные сети (ДНС) построены на основе многослойного перцептрона, который использовал фильтр с бесконечной импульсной характеристикой (БИХ-фильтр), чтобы генерировать динамику между входом и выходом нейрона и, следовательно, всей нейронной сети.

Использование приведённых параметров двигателя [1] позволяет с помощью простых алгебраических уравнений учесть влияние температуры и давления в его входном сечении на различных режимах работы и при различных условиях полёта [7]. Это значительно упрощает математическое моделирование. Однако при этом не решён вопрос о влиянии такого упрощения на точность моделирования параметров двигателя в процессе полёта ЛА с использованием нейросетевой модели. Таким образом, разработка модели, отражающей поведение двигателя в процессе полёта ЛА, с возможностью расчёта в режиме реального времени и с достаточной точностью является актуальной.

Термодинамическая модель

Термодинамическая модель МГТД необходима для получения обучающей выборки для нейронной сети, отражающей влияние расхода топлива, скорости и высоты полёта ЛА на различные параметры двигателя, а также для верификации полученной нейросетевой модели.

Принятые допущения. Используя [7-15], при разработке математической модели МГТД примем следующие допущения:

1. В качестве рабочего тела принят идеальный газ.
2. Теплообмен с металлом конструкции двигателя отсутствует.
3. Расходы воздуха на входе и выходе в компрессор и турбину в один и тот же момент времени равны.
4. Сжатие воздуха и расширение газа соответствует адиабатическому процессу.
5. Камера сгорания представлена как пневматическая цилиндрическая ёмкость с подводом тепла в виде сгорания топлива.
6. Сгорание топлива происходит моментально.
7. Учёт зависимости c_p от T осуществлялся по энтальпии продуктов сгорания [16].

Модель входного устройства. На давление и температуру на входе в двигатель влияет высота полёта ЛА. Параметры воздуха вычисляются в соответствии с международной стандартной атмосферой, модель которой присутствует в библиотеке стандартных блоков Simulink при наличии расширения Aerospace Blockset. Подвод тепла во входном устройстве отсутствует, поэтому параметры воздуха на входе в компрессор рассчитываются по числу Маха, температуре и давлению окружающей среды и по потерям давления [7,14]:

$$T_{вх}^{*} = T_h\left(1+\frac{k_в-1}{2}M^2\right);$$

$$p_h^{*} = p_h\left(1+\frac{k_в-1}{2}M^2\right)^{\frac{k_в}{k_в-1}};$$

$$p_{вх}^{*} = p_h^{*}\sigma_{вх},$$

где $T_{вх}^{*}$ – полная температура воздуха перед компрессором, К; T_h – температура воздуха окружающей среды, К; $k_в$ – показатель адиабаты воздуха; M – число Маха; p_h^{*} – полное давление воздуха на входе в двигатель, Па; p_h – давление воздуха окружающей среды, Па; $p_{вх}^{*}$ – полное давление воздуха на входе в компрессор, Па; $\sigma_{вх}$ – коэффициент восстановления давления во входном устройстве.

Модель компрессора. Характеристики компрессора представлены в виде зависимости степени повышения давления $\pi_к^{*}$ и КПД $\eta_к$ от приведённого расхода воздуха $G_{в.пр}$ при различных приведённых частотах вращения компрессора $n_{к.пр}$ (рис. 1, 2) [17].

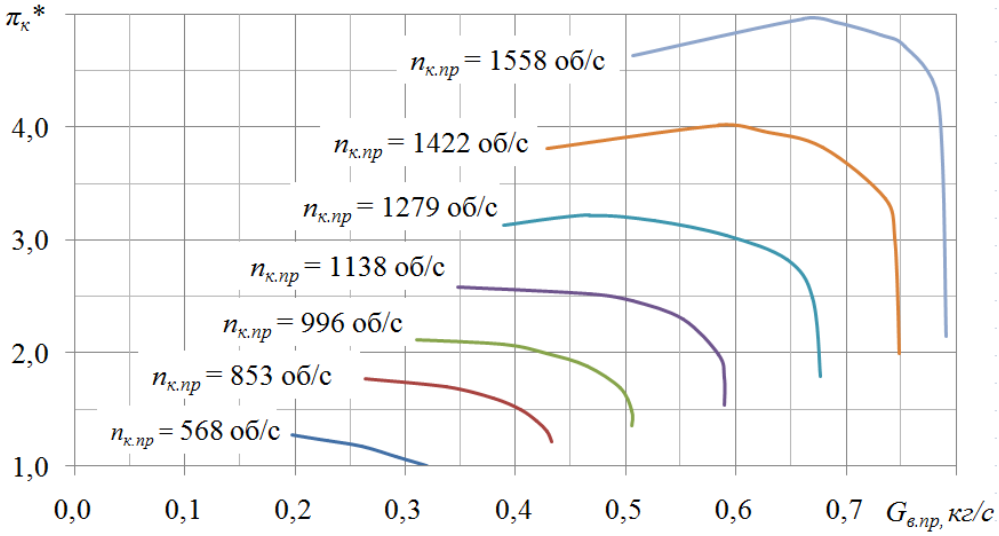


Рис. 1. Расходная характеристика компрессора

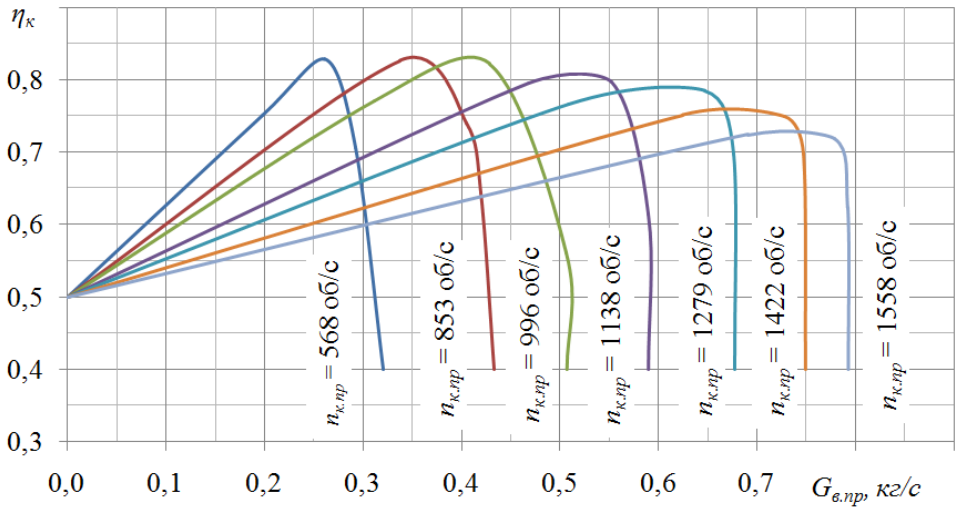


Рис. 2. КПД-характеристика компрессора

Приведённые параметры рассчитываются по формулам [7]:

$$G_{в.пр} = G_в \frac{101325}{p^*_{вх}} \sqrt{\frac{T^*_{вх}}{288}};$$

$$n_{к.пр} = n \sqrt{\frac{288}{T^*_{вх}}},$$

где $G_в$ – расход воздуха через компрессор, кг/с; n – частота вращения ротора, об/с.

Согласно принятым допущениям сжатие воздуха описывается адиабатическим процессом [7; 14]:

$$T^*_к = T^*_{вх}\left(1 + \frac{\pi^{*\frac{k_в-1}{k_в}}_к - 1}{\eta_к}\right);\ \pi^*_к = \frac{p^*_к}{p^*_{вх}},$$

где $T^*_к$ – полная температура воздуха за компрессором, К; $p^*_к$ – полное давление за компрессором, Па.

Мощность компрессора вычисляется по энтальпиям воздуха на входе и на выходе из него [7, 14]:

$$N_к = G_в\left(i^*_к - i^*_{вх}\right) = G_в R_в \frac{k_в}{k_в - 1}\left(T^*_к - T^*_{вх}\right),$$

где $N_к$ – мощность компрессора, Вт; $i^*_к$ – энтальпия воздуха на выходе из компрессора, Дж/кг; $i^*_{вх}$ – энтальпия воздуха на входе в компрессор, Дж/кг; $R_в$ – удельная газовая постоянная воздуха, Дж/кг·К.

Модель камеры сгорания. Для расчёта температуры на выходе из камеры сгорания (на входе в турбину) используем уравнение нестационарного теплового баланса [14; 18]:

$$c_{р.г}\frac{V_{кс}p^*_г}{R_г T^*_г}\frac{dT^*_г}{dt} = c_{р.в}G_в T^*_к + G_{кер}H_u\eta_{кс} + c_{р.кер}G_{кер}T_{кер} - c_{р.кер.г}G_{кер}\left(T^*_г - T^*_{кер.г}\right) - c_{р.г}G_г T^*_г,$$

где $c_{р.г}$ – изобарная теплоёмкость продуктов сгорания, Дж/кг·К; $V_{кс}$ – объём камеры сгорания, м^3; $p^*_г$ – давление продуктов сгорания на выходе из камеры, Па; $R_г$ – удельная газовая постоянная продуктов сгорания, Дж/кг·К; $T^*_г$ – температура продуктов сгорания на выходе из камеры, К; $c_{р.в}$ – изобарная теплоёмкость воздуха, Дж/кг·К; $G_{кер}$ – массовый расход топлива в камеру, кг/с; H_u – теплота сгорания керосина, МДж; $\eta_{кс}$ – КПД горения; $c_{р.кер}$ – теплоёмкость керосина на входе в камеру, Дж/кг·К; $T_{кер}$ – температура топлива на входе в камеру, К; $c_{р.кер.г}$ – теплоёмкость газообразного керосина, Дж/кг·К; $G_г$ – расход газа на выходе из камеры сгорания, кг/с. Из уравнения неразрывности определим давление перед турбиной [14; 18]:

$$\frac{dp^*_г}{dt} = \frac{R_г T^*_г}{V_{кс}}\left(G_в + G_{кер} - G_г\right) + \frac{p^*_г}{T^*_г}\frac{dT^*_г}{dt}.$$

По уравнению сохранения количества движения определим расход воздуха через компрессор [14]:

$$\frac{l_{кс}}{F_{кс}}\frac{dG_к}{dt} = p^*_к \cdot \sigma_{кс} - p^*_г,$$

где $l_{кс}$ – длина камеры сгорания, м; $F_{кс}$ – площадь поперечного сечения камеры сгорания, м^2; $\sigma_{кс}$ – коэффициент потерь полного давления.

Модель турбины. Режим работы турбины определяется параметрами газа на выходе из камеры сгорания и степенью понижения давления. Зависимость между ними определяется расходной и КПД-характеристикой турбины, которые находятся аналогично характеристикам компрессора (рис. 3, 4) [17].

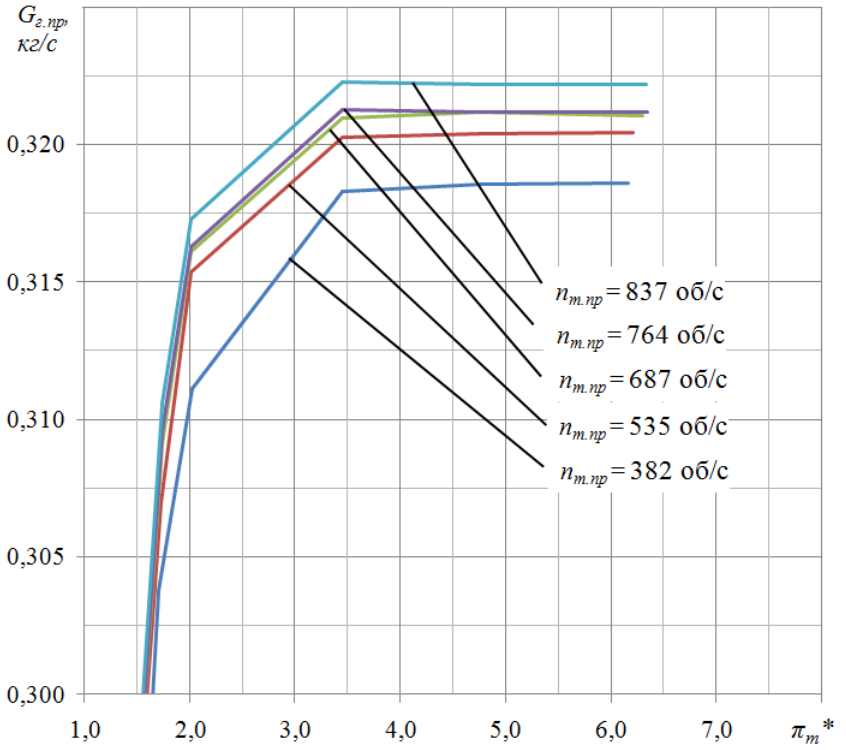


Рис. 3. Расходная характеристика турбины

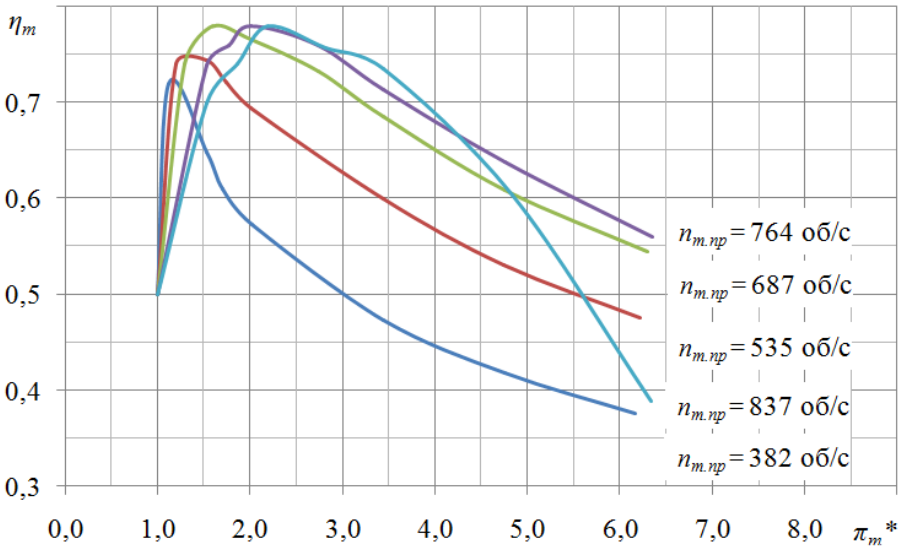


Рис. 4. КПД-характеристика турбины

Приведённые параметры турбины рассчитываются по формулам [7; 14]:

$$G_{г.пр} = G_г \frac{101325}{p_г^*}\sqrt{\frac{T_г^*}{288}};\ n_{т.пр} = n\sqrt{\frac{288}{T_г^*}},$$

где $G_{г.пр}$ – приведённый расход газа на выходе из камеры сгорания, кг/с; $n_{т.пр}$ – приведённая частота вращения турбины, об/с.

Температура газа за турбиной вычисляется по соотношению [7; 14]:

$$T_т^* = T_г^*\left(1-\eta_т\left[1-\left(\frac{1}{\pi_т^*}\right)^{\frac{k_г-1}{k_г}}\right]\right);\ \pi_т^* = \frac{p_г^*}{p_т^*},$$

где T_m^* – полная температура за турбиной, К; η_m – КПД турбины; π_m^* – степень повышения давления в турбине; $k_г$ – показатель адиабаты продуктов сгорания; p_m^* – давление за турбиной, Па.

Мощность турбины вычисляется по энтальпиям продуктов сгорания на входе и на выходе из неё по формуле [7; 14]:

$$N_m = G_г\left(i_г^* - i_m^*\right) = G_г R_г \frac{k_г}{k_г - 1}\left(T_г^* - T_m^*\right),$$

где N_m – мощность турбины, *Вт*; i_m^* – энтальпия газа на выходе из турбины, *Дж/кг*; $i_г^*$ – энтальпия газа на входе в турбину, *Дж/кг*.

Модель ротора двигателя. Связь турбины с компрессором осуществляется ротором, частота вращения которого находится из уравнения вращательного движения [7, 14, 18]:

$$\frac{dn}{dt} = \frac{N_m \cdot \eta_{мех} - N_к}{4\pi^2 \cdot I \cdot n},$$

где I – момент инерции ротора, *кг·м*^{2}; $\eta_{мех}$ – механический КПД.

Модель сопла. Тяга двигателя определяется из выражения [7, 14]:

$$P = G_c \cdot w_c + F_c\left(p_c - p_h\right),$$

где P – тяга двигателя, *Н*; G_c – расход рабочего тела через сопло, *кг/с*; w_c – скорость рабочего тела на выходе из сопла, *м/с*, F_c – площадь критического сечения сопла, м^2; p_c – давление на срезе сопла, *Па*.

Для докритического перепада давления в сопле воспользуемся формулой расхода Сен-Венана – Ванцеля [15]:

$$G_c = F_c p_c \sqrt{\frac{2}{R_г T_c^*}\frac{k_г}{k_г - 1}\left[\left(\frac{p_h}{p_c}\right)^{\frac{2}{k_г}} - \left(\frac{p_h}{p_c}\right)^{\frac{k_г+1}{k_г}}\right]},$$

где T_c^* – температура продуктов сгорания в сопле, *К*.

Для сверхкритического режима истечения воспользуемся формулой [15]:

$$G_c = \frac{F_c p_c}{\sqrt{R_г T_c^*}}\sqrt{k_г\left(\frac{k_г}{k_г + 1}\right)^{\frac{k_г+1}{k_г-1}}}.$$

Давление за турбиной определяется из уравнения неразрывности [14]:

$$\frac{V_c}{R_г T_c^*}\frac{dp_m^*}{dt} = G_г - G_c.$$

Давление на срезе сопла определяется по давлению за турбиной и по потерям [7]:

$$p_c = p_m^* \sigma_c,$$

где σ_c – потери давления в сопле.

Примем, что температура по соплу не падает: $T_c^* = T_m^*$.

Скорость продуктов сгорания на выходе из сопла определим по уравнению [15]:

$$w_c = \phi_c \sqrt{\frac{2k_г}{k_г - 1} R_г T_c^*\left[1 - \left(\frac{p_h}{p_c}\right)^{\frac{k_г-1}{k_г}}\right]}.$$

Полученная термодинамическая модель МГТД была протестирована с использованием ПИД-регулятора, настроенного так, чтобы не допускать высоких забросов по температуре в камере на переходных режимах. График выхода МГТД на режимы запуска (1), малого газа (2) и максимальный режим (3) по частоте вращения ротора приведён на рис. 5.

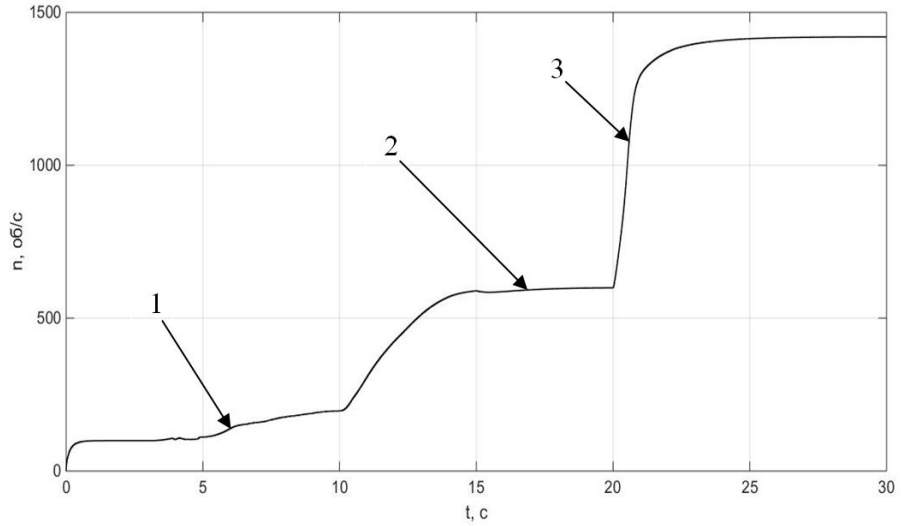


Рис. 5. Выход МГТД на режимы работы по частоте вращения ротора

Нейронная сеть

Получение требуемого набора параметров полноразмерной модели. Обучающая выборка создавалась на основе расчёта полноразмерной модели. На её вход подавалось значение массового расхода топлива $G_{кер}$, скорость полёта M и высота полёта H (рис. 6). Затем параметры атмосферы поступали в блок расчёта входного устройства, где вычислялись значения температуры и давления на входе в компрессор, которые и использовались в дальнейшем как входные параметры для нейронной сети.

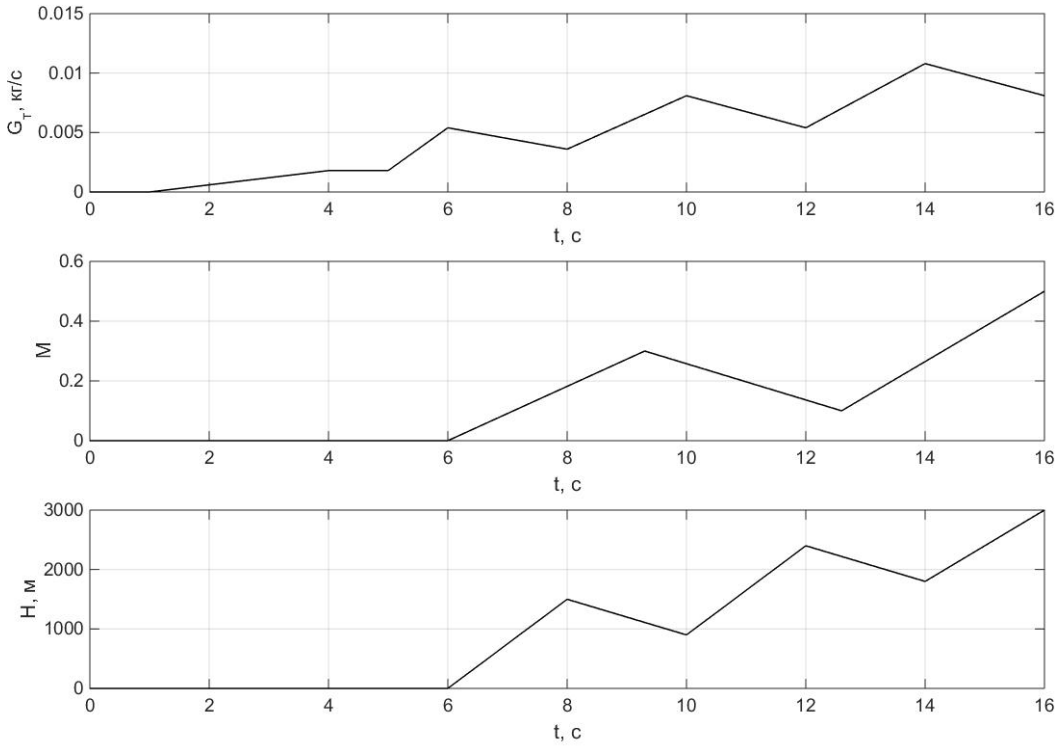


Рис. 6. Управляющее ($G_т$) и возмущающие (M, H) воздействия на полноразмерную модель МГТД, используемые в обучающей выборке

Пилообразный характер воздействий, представленных на рис. 6, был выбран с целью максимального охвата предполагаемого диапазона изменений условий полёта и режимов работы двигателя. В качестве выходных сигналов были выбраны: расход воздуха через двигатель $G_к$, частота вращения ротора n, тяга двигателя P, давление за компрессором $p_к^*$, температура за компрессором $T_к^*$, температура за турбиной $T_т^*$.

На сходимость обучения нейронной сети большое значение оказывает нормализация входных и выходных сигналов. Поэтому для обучения использовались относительные значения параметров двигателя $Y_{отн}$:

$$Y_{отн} = \frac{Y}{Y_1},$$

где Y – выходные сигналы двигателя; Y_1 – выходные сигналы двигателя при $n_{отн} = 1, H = 0, M = 0$.

Таким образом, получаются значения параметров, имеющие одинаковую размерность. Полученные результаты сохраняются для дальнейшей обработки.

Создание архитектуры нейросети и её обучение. В работе [2] приводятся общие требования к реализации упрощённой модели:

1. Модель должна отражать нестационарность рабочих процессов, что означает необходимость использования динамической модели.

2. Структура математической модели ГТД должна обеспечить практическую возможность её функционирования в комплексе с математическими моделями других элементов летательного аппарата.

Таким образом, необходимо применять рекуррентную нейронную сеть, которая позволит создавать динамически изменяющиеся параметры двигателя [2; 4]. Аналогично [4] применяется модель, состоящая из набора нейронных сетей. Каждая сеть отражает один из выходных сигналов модели. В отличие от модели [4], разработанная модель использует входные данные со всего диапазона предполагаемых условий полёта ЛА и при этом имеет меньшее количество нейронов в скрытом слое. В [4] их минимальное количество составило 12 для одной из сетей, что может быть связано с отсутствием нормализации обучающей выборки. Для обучения использовался алгоритм Левенберга-Марквардта, который обеспечивает хорошую сходимость при сетях с малым количеством нейронов [2, 4, 19].

Для корректного вычисления уравнений, отражающих динамические процессы, был принят постоянный шаг вычислений, равный 10^{-5} с. Время расчёта было задано равным 16 с. Поэтому длина сохранённой в результате расчёта обучающей матрицы составила $1{,}6 \cdot 10^6$ элементов. Такое количество элементов является избыточным. Поэтому для его сокращения был взят каждый 1000-й элемент первоначальной выборки. Таким образом, обучающая выборка составила $1{,}6 \cdot 10^3$ наборов векторов.

Количество скрытых нейронов определялось путём расчётов моделей с разным их количеством и определением конфигурации с минимальным среднеквадратичным отклонением. Таким образом, в модели с приведёнными значениями параметров из работы [1] для сети, моделирующей частоту вращения, температуру за турбиной и за компрессором, расход воздуха и давление за компрессором было принято по два нейрона в скрытом слое. Для сети, моделирующей тягу двигателя, их количество равно шести. В разработанной модели для сети, моделирующей частоту вращения, было принято три нейрона в скрытом слое, для тяги – шесть, для температуры за турбиной – два, для расхода воздуха и температуры за компрессором – шесть, для давления за компрессором – восемь. Увеличение количества нейронов во второй модели связано с необходимостью обработки трёх входов, тогда как в первой модели был лишь один вход.

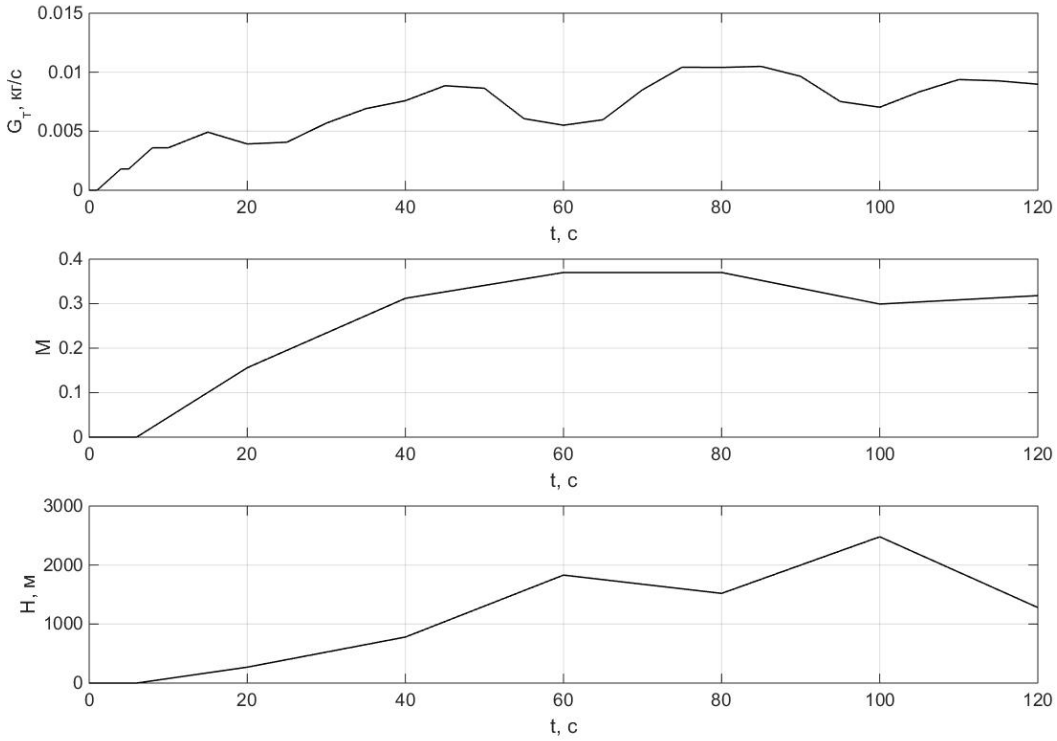


Рис. 7. Управляющее ($G_т$) и возмущающие (M, H) воздействия на входе для валидации нейросетевых моделей по полноразмерной модели МГТД

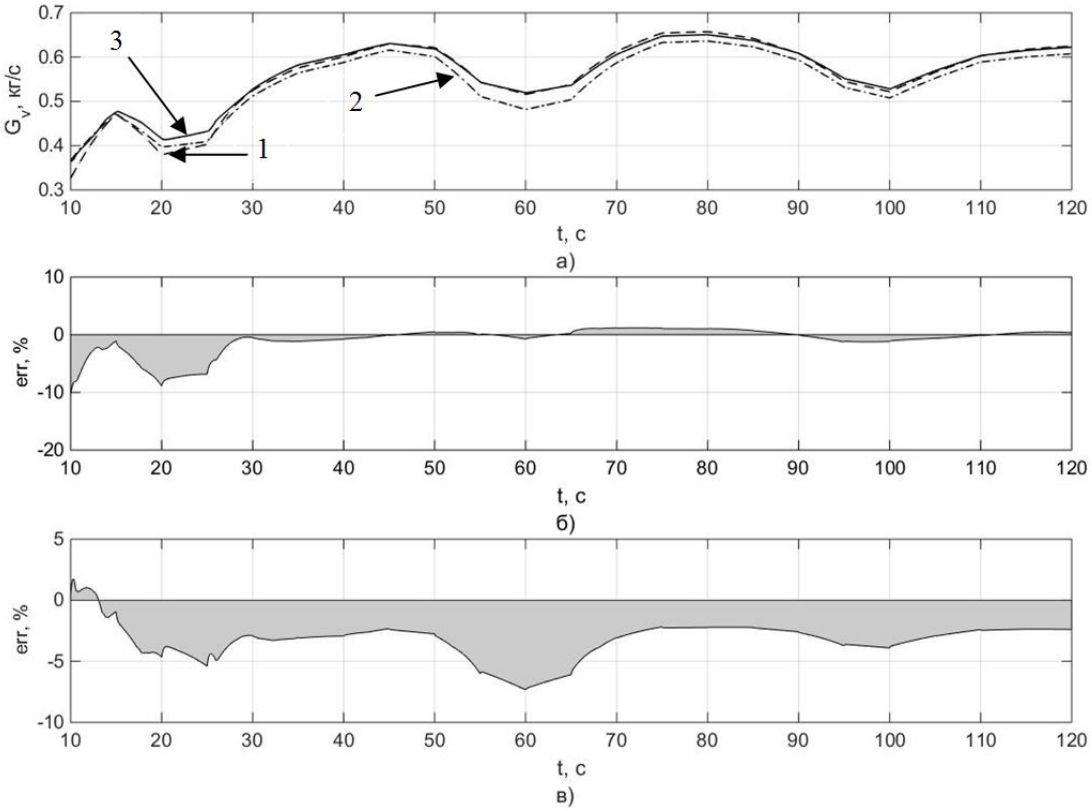


Рис. 8. Сравнение моделей по расходу воздуха

Валидация нейросетевых моделей по полноразмерной модели

Валидация нейросетевой модели осуществлялась по входным сигналам, показанным на рис. 7.

В результате моделирования термодинамической модели МГТД и моделей, основанных на нейронных сетях, были получены графики, изображённые на рис. 8. Для остальных выходных параметров были получены аналогичные графики. На рис. 8, *а* изображены графики переходных процессов нейросетевых моделей и термодинамической модели. На рис. 8, *б* – величина ошибки разработанной модели относительно термодинамической модели. На рис. 8, *в* – величина ошибки модели с приведёнными параметрами. 1 – разработанная нейросетевая модель, 2 – модель с приведёнными параметрами, 3 – термодинамическая модель.

В табл. 1 приведены средние значения ошибок и величины отклонения по приведённым выше графикам для каждого выходного параметра, где М1 – разработанная модель, М2 – модель с приведёнными параметрами.

Таблица 1. Средние значения ошибки и отклонения параметров

	$G_в$, кг/с	n, об/с	P, Н	$p_к$, кПа	$T_к$, К	$T_т$, К
Отклонение М2, %	3,302	1,604	10,29	2,988	1,246	8,826
Отклонение М1, %	1,372	0,5810	2,022	0,8104	0,6043	1,848
М2 / М1	2,407	2,760	5,090	3,688	2,062	4,777
Отклонение М2	0,01952	23,22	22,37	10,702	6,142	77,41
Отклонение М1	0,01039	11,75	3,763	3,480	4,316	17,34
М2 / М1	1,878	1,976	5,943	3,075	1,423	4,465

Анализ полученных результатов показал, что среднее отклонение разработанной модели составило 0,58–2,0 %, а для модели с приведением параметров – 1,2–10 %, что больше, чем для первой модели в 2–5,5 раза. Среднее отклонение параметров в первой модели меньше, чем во второй в 1,4–6 раз. При этом время расчёта для первой модели составило t_p= 5,77 с, а для второй – t_p = 5,43 с. Таким образом, несмотря на то, что первая модель по размерности больше второй почти в два раза (55 и 28 нейронов), время её расчёта больше всего на 6 %, но при этом отклонения параметров от термодинамической модели в несколько раз ниже, чем у второй.

Заключение

По результатам сравнения двух нейросетевых моделей можно сделать вывод, что применение приведённых параметров для учёта влияния условий полёта летательного аппарата на параметры двигателя даёт значительное расхождение с полноразмерной моделью. Разработанная модель, учитывающая внешние условия в явном виде, даёт значительно меньшую погрешность при незначительном увеличении времени расчёта.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ в рамках выполнения Государственного задания (проект 2760).

Библиографический список

1. Васильев В.И., Жернаков С.В., Муслухов И.И. Бортовые алгоритмы контроля параметров ГТД на основе технологии нейронных сетей // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2009. Т. 12, № 1(30). С. 61-74.

2. Жернаков С.В., Гильмашин А.Т. Новые алгоритмы бортовой диагностики авиационного газотурбинного двигателя на базе нейронечётких сетей // Вестник Уфимского

государственного авиационного технического университета. 2015. Т. 19, № 2 (68). С. 63-68.

3. Куликов Г.Г., Погорелов Г.И., Бадамшин Б.И., Абдулнагимов А.И. Методика построения нейросетевой модели двухвального ГТД с соблюдением условий структурной адекватности // Авиационно-космическая техника и технология. 2014. № 9(116). С. 68-73.

4. Asgari H., Chen X.Q., Morini M., Pinelli M., Sainudin R., Spina P.R., Venturini M. NARX models for simulation of the start-up operation of a singleshaft gas turbine // Applied Thermal Engineering. 2016. V. 93. P. 368-376. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2015.09.074

5. Nikpey H., Assadi M., Breuhaus P. Development of an optimized artificial neural network model for combined heat and power micro gas turbines // Applied Energy. 2013. V. 108. P. 137-148. DOI: 10.1016/j.apenergy.2013.03.016

6. Tayarani-Bathaie S.S., Vanini Z.N.S., Khorasani K. Dynamic neural network-based fault diagnosis of gas turbine engines // Neurocomputing. 2014. V. 125. P. 153-165. DOI: 10.1016/j.neucom.2012.06.050

7. Кулагин В.В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2003. 616 с.

8. Bazazzade M., Shahriari A., Badihi H. Improved turbine engine hierarchical modeling and simulation based on engine fuel control system // 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Denver: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. DOI: 10.2514/6.2009-5525

9. Li P., Degobert P., Francois B., Robyns B. Modeling and control of a gas micro turbine generator by using a causal ordering graph // The Proceedings of the Multiconference on «Computational Engineering in Systems Applications». 2006. P. 271-277.
DOI: 10.1109/cesa.2006.4281662

10. Ailer P., Sánta I., Szederkényi G., Hangos K.M. Nonlinear model-building of a low-power gas turbine // Periodica Polytechnica Transportation Engineering. 2001. V. 29, Iss. 1-2. P. 117-135.

11. Hosseinalipour S.M., Razaghi E., Abdolahi M. Static and dynamic mathematical modeling of a micro gas turbine // Journal of Mechanics. 2013. V. 29, Iss. 02. P. 327-335. DOI: 10.1017/jmech.2013.3

12. Бойко Л.Г., Карпенко Е.Л., Ахтеменко Ю.Ф. Метод расчёта газотермодинамических параметров ГТД с повенцовым описанием осевого многоступенчатого компрессора // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 3 (41), ч. 2. С. 31-39.

13. Badami M., Ferrero M. G., Portoraro A. Dynamic parsimonious model and experimental validation of a gas microturbine at part-load conditions // Applied Thermal Engineering. 2014. V. 75. P. 14-23. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2014.10.047

14. Добрянский Г.В., Мартьянова Т.С. Динамика авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1989. 240 с.

15. Шевяков А.А. Автоматика авиационных и ракетных силовых установок. М.: Машиностроение, 1965. 548 с.

16. Дорофеев В.М., Маслов В.Г., Первышин Н.В., Сватенко С.А., Фишбейн Б.Д. Термогазодинамический расчёт газотурбинных силовых установок. М.: Машиностроение, 1973. 144 с.

17. Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н., Крупенич И.Н., Остапюк Я.А., Филинов Е.П. Автоматизированная система для виртуальных испытаний газотурбинных двигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени акаде-

мика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5(47), ч. 3. С. 113-119.

18. Гольберг Ф.Д., Батенин А.В. Математические модели газотурбинных двигателей как объектов управления. М.: МАИ, 1999. 82 с.

19. Осовский С. Нейронные сети для обработки информации. М.: Финансы и статистика, 2002. 344 с.

Информация об авторах

Кузнецов Александр Владимирович, инженер, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: a.v.kuznetsov91@mail.ru. Область научных интересов: математическое моделирование двигателей летательных аппаратов и систем их управления.

Макарьянц Георгий Михайлович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: georgy.makaryants@gmail.com. Область научных интересов: электронные системы управления газотурбинными двигателями.

DEVELOPMENT OF A NEURAL NETWORK MODEL OF A MICRO GAS TURBINE ENGINE

© 2016 A. V. Kuznetsov, G. M. Makaryants

Samara National Research University, Samara, Russian Federation

The study covers the development of a mathematical model of a micro gas turbine (MGTE) operating under transient conditions using a recurrent neural network. The compressor inlet temperature and pressure depending on the aircraft height and speed are taken into account explicitly. A full-size mathematical dynamic MGTE model based on engine per-unit description was used to verify the developed model. The obtained model was compared with the existing one employing normalized parameters of aircraft flight level and airspeed. The simulation suggests that the proposed model yields significantly smaller errors than the existing one, whereas the computation time of both models differs insignificantly.

Micro GTE, neural networks, MatLab/Simulink.

References

1. Vasiliyev V.I., Zhernakov S.V., Musluhov I.I. On-board algorithms of gas-turbine engine parameters checking on the basis of neural network technology. *Vestnik UGATU*. 2009. V. 12, no 1 (30). P. 61-74. (In Russ.)

2. Zhernakov S.V., Gilmashin A.T. New onboard gas turbine engine diagnostic algorithms based on neural-fuzzy networks. *Vestnik UGATU*. 2015. V. 19, no 2 (68). P. 63-68. (In Russ.)

3. Kulikov G.G., Pogorelov G.I., Badamshin B.I., Abdulnagimov A.I. Method of constructing of neural network model of two-shaft gas turbine engine under conditions of structural adequacy. *Aerospace Technic and Technology*. 2014. No. 9 (116). P. 68-73. (In Russ.)

Citation: Kuznetsov A.V., Makaryants G.M. Development of a neural network model of a micro gas turbine engine. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 131-144.
DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-131-144

4. Asgari H., Chen X.Q., Morini M., Pinelli M., Sainudin R., Spina P.R., Venturini M. NARX models for simulation of the start-up operation of a singleshaft gas turbine. *Applied Thermal Engineering*. 2016. V. 93. P. 368-376. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2015.09.074

5. Nikpey H., Assadi M., Breuhaus P. Development of an optimized artificial neural network model for combined heat and power micro gas turbines. *Applied Energy*. 2013. V. 108. P. 137-148. DOI: 10.1016/j.apenergy.2013.03.016

6. Tayarani-Bathaie S.S., Vanini Z.N.S., Khorasani K. Dynamic neural network-based fault diagnosis of gas turbine engines. *Neurocomputing*. 2014. V. 125. P. 153-165. DOI: 10.1016/j.neucom.2012.06.050

7. Kulagin V.V. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2003. 616 p.

8. Bazazzade M., Shahriari A., Badihi H. Improved turbine engine hierarchical modeling and simulation based on engine fuel control system. *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Denver: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. DOI: 10.2514/6.2009-5525

9. Li P., Degobert P., Francois B., Robyns B. Modeling and control of a gas micro turbine generator by using a causal ordering graph. *The Proceedings of the Multiconference on «Computational Engineering in Systems Applications»*. 2006. P. 271-277. DOI: 10.1109/cesa.2006.4281662

10. Ailer P., Sánta I., Szederkényi G., Hangos K.M. Nonlinear model-building of a low-power gas turbine. *Periodica Polytechnica Transportation Engineering*. 2001. V. 29, Iss. 1-2. P. 117-135.

11. Hosseinalipour S.M., Razaghi E., Abdolahi M. Static and dynamic mathematical modeling of a micro gas turbine. *Journal of Mechanics*. 2013. V. 29, Iss. 02. P. 327-335. DOI: 10.1017/jmech.2013.3

12. Boyko L.G., Karpenko E.L., AkhtemenkoYu.F. Method of calculating GTE gas-thermodynamic parameters with blade row description of an axial multistage compressor. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 3 (41), part 2. P. 31-39. (In Russ.)

13. Badami M., Ferrero M.G., Portoraro A. Dynamic parsimonious model and experimental validation of a gas microturbine at part-load conditions. *Applied Thermal Engineering*. 2014. V. 75. P. 14-23. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2014.10.047

14. Dobryanskiy G.V., Mart'yanova. T.S. *Dinamika aviatsionnykh GTD* [Dynamics of aviation gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 240 p.

15. Shevyakov A.A. *Avtomatika aviatsionnykh i raketnykh silovykh ustanovok* [Automatics of aircraft and rocket power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1965. 548 p.

16. Dorofeev V.M., Maslov V.G., Pervyshin N.V., Svatenko S.A., Fishbeyn B.D. *Termogazodinamicheskiy raschet gazoturbinnykh silovykh ustanovok* [Thermal gas dynamic calculation of gas turbine power plants]. Moscow: Mashnostroenie Publ., 1973. 144 p.

17. Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N., Krupenich I.N., Ostapuk Ya.A., Filinov E.P. Computer-aided system of virtual gas turbine engine testing. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 5 (47), part 3. P. 113-119. (In Russ.)

18. Gol'berg F.D., Batenin A.V. *Matematicheskie modeli gazoturbinnykh dvigateley – kak ob"ektov upravleniya* [Mathematical models of gas turbine engines as objects of control]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 1999. 82 p.

19. Osovskiy S. *Neyronnye seti dlya obrabotki informatsii* [Neural networks for processing information]. Moscow: Finansy i Statistika Publ., 2002. 344 p.

About the authors

Kuznetsov Alexandr Vladimirovich, engineer, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: a.v.kuznetsov91@mail.ru. Area of Research: mathematical modeling of aircraft engines and their control systems.

Makaryants Georgy Mihailovich, Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Professor of the Department of Automatic Systems of Power Plants, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: georgy.makaryants@gmail.com. Area of Research: electronic control systems of gas turbine engines.

УДК 621.646+532.595 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-145-151*

СНИЖЕНИЕ ИМПУЛЬСНОЙ ВИБРАЦИИ ТРУБОПРОВОДНОЙ АРМАТУРЫ

© 2016 Е. А. Куличкова

АО «Центр технологии судостроения и судоремонта»
конструкторское бюро «Армас», г. Санкт-Петербург

В статье представлены результаты работ по снижению импульсной вибрации трубопроводной арматуры при нестационарных режимах работы. Выделены основные параметры, оказывающие влияние на виброакустические характеристики арматуры при открытии и закрытии: конструкция привода, геометрия проточной части, режим работы. Исследован процесс формирования динамической силы, действующий на запорный элемент арматуры. Приведены временные зависимости суммарного гидравлического сопротивления, скорости протекания рабочей среды и динамической силы. Определена возможность выбора режима работы, обеспечивающего минимальную вибрационную активность трубопроводной арматуры. Предложена новая конструкция запорного элемента крана шарового. Выполнен анализ проточной части методами численного моделирования. Показан характер течения, наличие зон обратного тока, образование вихрей, а также определены потери давления и значения коэффициента гидравлического сопротивления при различной степени закрытия проходного сечения крана. Приведены результаты экспериментального исследования импульсной вибрации. Показано снижение уровней вибрации при работе трубопроводной арматуры на нестационарных режимах, что приведёт к обеспечению безопасной эксплуатации трубопроводных систем, уменьшению шумовой загрязнённости окружающей среды и улучшению условий труда обслуживающего персонала. Результаты работы могут быть использованы при разработке новых конструкций трубопроводной арматуры.

Вибрация, трубопроводная арматура, нестационарный режим, коэффициент гидравлического сопротивления.

Эффективность управления технологическими процессами в гидравлических системах во многом определяется трубопроводной арматурой. При работе трубопроводной арматуры неизбежно динамическое взаимодействие потока рабочей среды с обтекаемыми элементами проточной части арматуры. Результатом этого взаимодействия является возникновение вибрации корпуса и шума – как воздушного в окружающей среде, так и гидродинамического в рабочей среде. Особенно интенсивно процесс шумозарождения происходит при изменении режима работы арматуры, т.е. на так называемых импульсных режимах. На основании накопленного опыта разработки, испытаний и эксплуатации различных типов арматуры можно выделить основные параметры, оказывающие влияние на виброакустические характеристики при импульсных режимах работы (при открытии и закрытии):

– конструкция привода (шум и вибрация от движущихся частей, шум и вибрация от потока управляющей среды, механические и гидравлические удары);

– геометрия проточной части (воздействие потока среды на конструктивные элементы проточной части, которое приводит к интенсивному вихреобразованию, кавитации, увеличению пульсаций давления и формированию дополнительной виброакустическкой энергии);

– режим работы арматуры (время срабатывания, перепад давления, скорость течения среды).

Цитирование: Куличкова Е.А. Снижение импульсной вибрации трубопроводной арматуры // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 145-151. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-145-151

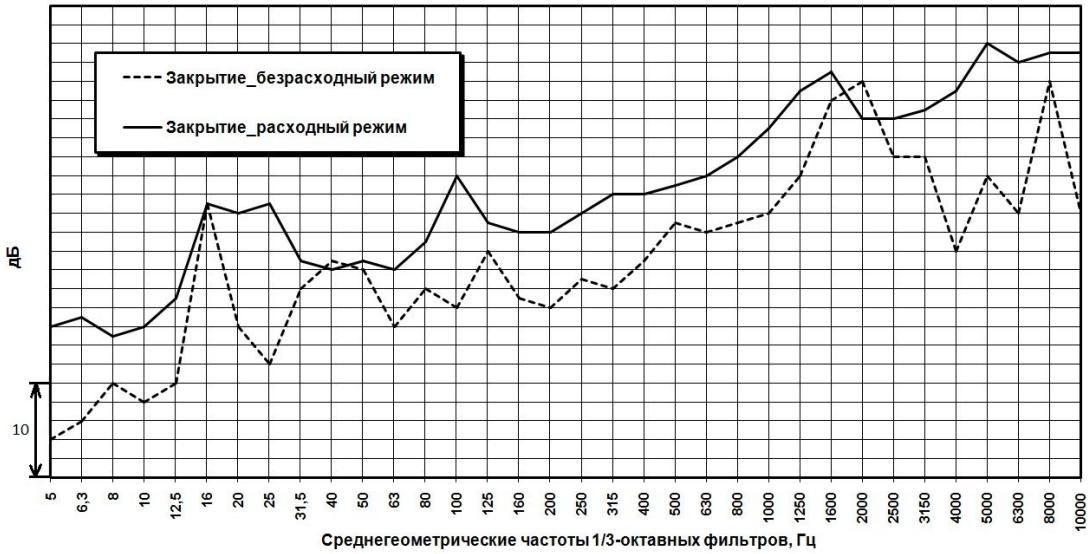


Рис. 1. Уровни нестационарной вибрации при закрытии арматуры

При этом обычно уровни вибрации механического характера значительно меньше уровней вибрации, обуславливающих взаимодействие потока рабочей среды с обтекаемыми элементами проточной части арматуры. Типичные уровни вибрации арматуры в расходном и безрасходном режимах приведены на рис. 1.

Физические процессы, которые возникают при весьма быстром перекрытии проходного сечения гидравлического трубопровода, впервые были исследованы Н. Е. Жуковским [1]. Но чаще условия работы арматуры на импульсных режимах отличаются от условий, при которых проводил свои исследования Н.Е. Жуковский. Отличие заключается в том, что во многих трубопроводных системах отсутствуют протяжённые прямолинейные участки, в силу чего фазное время значительно меньше времени закрытия. При этом классический гидроудар не реализуется.

В этом случае механизм динамического взаимодействия тормозящегося потока рабочей среды с обтекаемыми элементами в проточной части арматуры отличается от механизма, рассмотренного Н. Е. Жуковским. Для упрощения рассмотрим следующий случай: труба *2* с установленными в ней запорной арматурой *3* и дополнительным гидравлическим сопротивлением *4* соединяет два бесконечно больших объёма *1*, уровень воды в которых разнесён по высоте на некоторую величину *H* (рис. 2). Труба короткая, движение запорного элемента достаточно медленное, так что гидроудара не происходит.

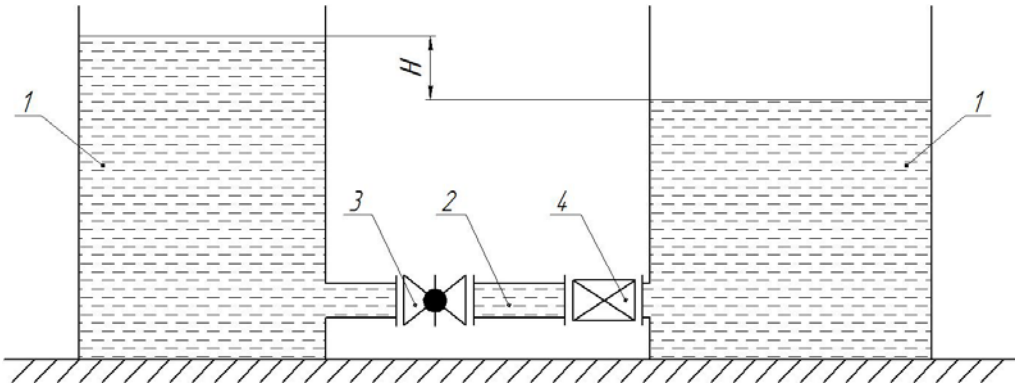


Рис. 2. Схема для оценки динамической силы: 1 – бесконечные объемы, 2 – труба, 3 – запорная арматура, 4 – дополнительное гидравлическое сопротивление

Импульс силы, действующей на запорный элемент при его движении, равен изменению момента количества движения рабочей среды:

$$\vec{F}\Delta t = \Delta\left(m\vec{V}\right), \qquad (1)$$

где $\Delta\left(m\vec{V}\right)$ – изменение момента количества движения жидкости, (кг·м)/с; Δt – изменение времени, с; $\vec{V}$ – скорость течения воды, м/с; $\vec{F}$ – сила, действующая по направлению потока рабочей среды, *H*.

Поскольку труба соединяет бесконечные объёмы, то давление на входе участка трубы перед арматурой постоянно, постоянен и перепад давления между входом и выходом трубы. В этом случае связь перепада давления и скорости описывается соотношением:

$$H = \zeta\frac{V^2}{2g} = \left(\zeta 1 + \zeta 2\right)\frac{V^2}{2g}, \qquad (2)$$

где g – ускорение свободного падения, м/с^2; $\zeta 1, \zeta 2$ – соответственно безразмерные коэффициенты гидравлического сопротивления арматуры *3* и самой трубопроводной системы, в которой она установлена.

Обычно коэффициент гидравлического сопротивления (КГС) арматуры в открытом положении значительно меньше КГС всей системы, а зависимость коэффициента от степени закрытия для рассматриваемой трубы с характерными размерами определяется методами численного моделирования либо экспериментальными исследованиями. По мере закрытия арматуры её КГС растёт, сначала сравниваясь с КГС системы, а затем и превышая его. При закрытом проходном сечении арматуры этот коэффициент стремится к бесконечности. Как следует из (2), пока КГС арматуры значительно меньше КГС трубопроводной системы, скорость воды практически не изменяется, и она начнёт уменьшаться тогда, когда эти величины станут сопоставимыми. При этом, пока скорость рабочей среды мало меняется, динамическая сила близка к нулю, и она начинает возрастать, когда скорость и, соответственно, масса протекающей воды начинают изменяться. В соответствии с (2) скорость протекания воды описывается соотношением:

$$V = \sqrt{\frac{2gH}{\zeta}}. \qquad (3)$$

Временные зависимости суммарного гидравлического сопротивления, скорости протекания рабочей среды и динамической силы, действующей на запорный элемент, рассчитанные для системы с параметрами H = 1 м, $\zeta 2$ = 40 при равномерном движении запорного элемента, приведены на рис. 3. Зависимость коэффициента $\zeta 1$ от степени закрытия проходного сечения с характерными диаметром DN = 0,1 м определена методами численного моделирования.

Как видно из рис. 3, динамическая сила действует не в течение всего времени закрытия арматуры, а только в течение некоторой, весьма незначительной части этого времени, что, естественно, приводит к возрастанию силы. Таким образом, изменяя закон закрытия, можно изменить как длительность, так и форму действующего импульса силы. Вследствие этого появляется возможность выбора режима закрытия, обеспечивающего минимальную вибрационную активность трубопроводной арматуры.

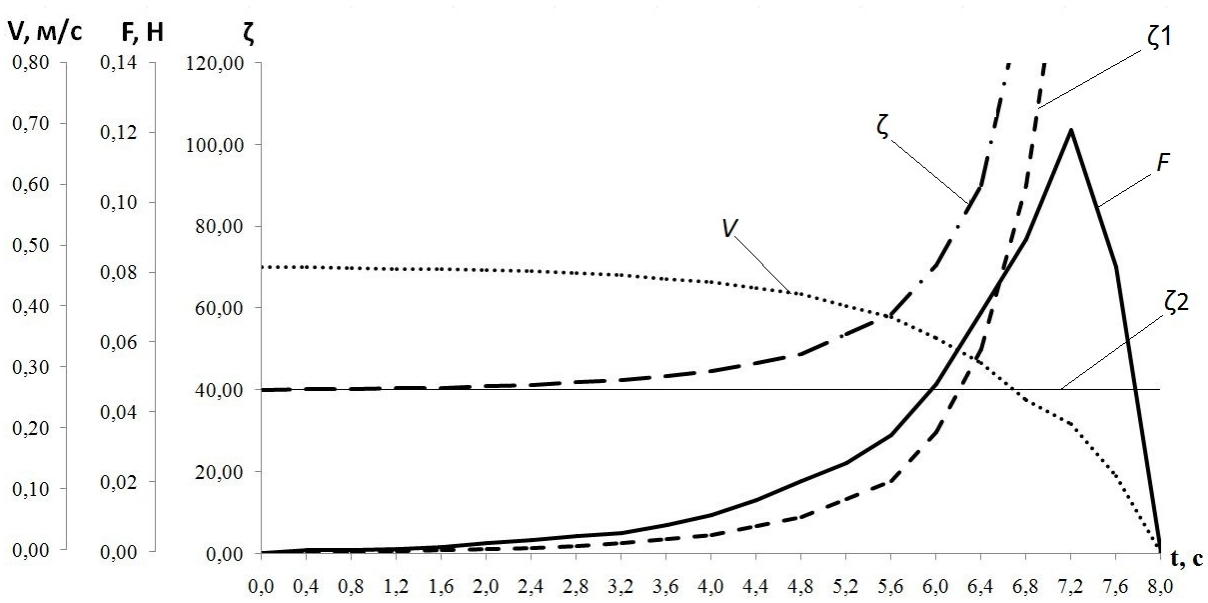


Рис. 3. Временные зависимости КГС арматуры ζ1, КГС системы ζ2, суммарного КГС ζ, скорости протекания рабочей среды V и динамической силы F

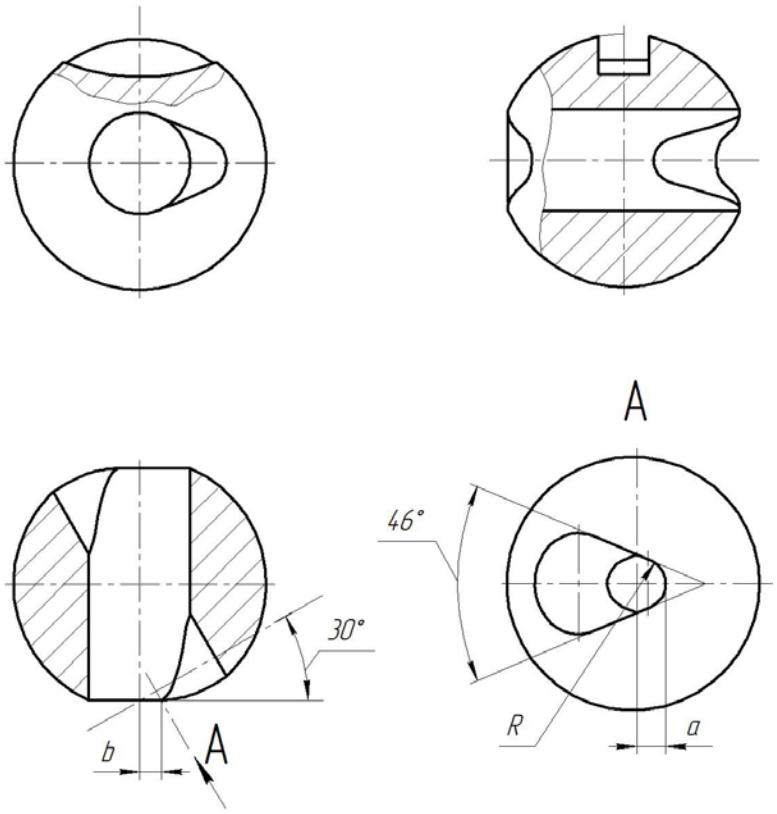


Рис. 4. Запорный элемент крана шарового

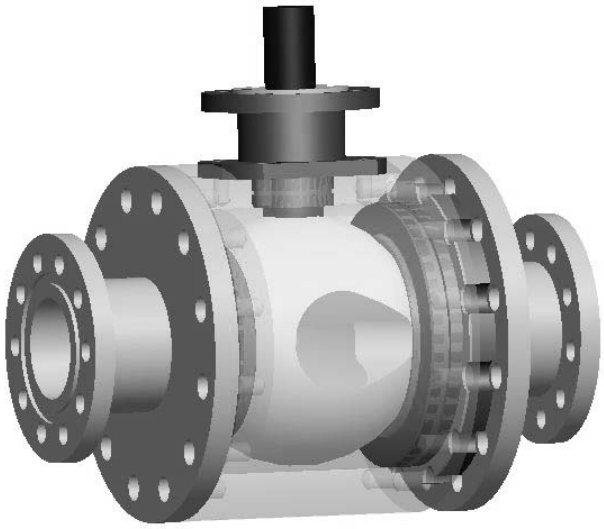


Рис. 5. 3D модель крана шарового

Для экспериментального подтверждения полученных результатов разработан кран шаровой с заранее заданным законом закрытия, который реализуется путём выполнения сегментных вырезов. Профиль вырезов определялся с учётом обеспечения равнопроцентной расходной характеристики при закрытии, уменьшения амплитуды динамической силы, увеличения эффективного времени закрытия крана. Полученная при этом геометрия запорного элемента приведена на рис. 4.

Трёхмерная модель крана в положении «закрыто» представлена на рис. 5. Для наглядности корпус выполнен из прозрачного материала.

Анализ проточной части крана шарового проводился методами численного моделирования с использованием программного обеспечения ANSYS Fluent. Результаты моделирования приведены на рис. 6. Полученные поля скоростей и давлений позволяют наглядно показать характер течения, наличие зон обратного тока, образование вихрей, а также определить потери давления и значения КГС при различной степени закрытия крана.

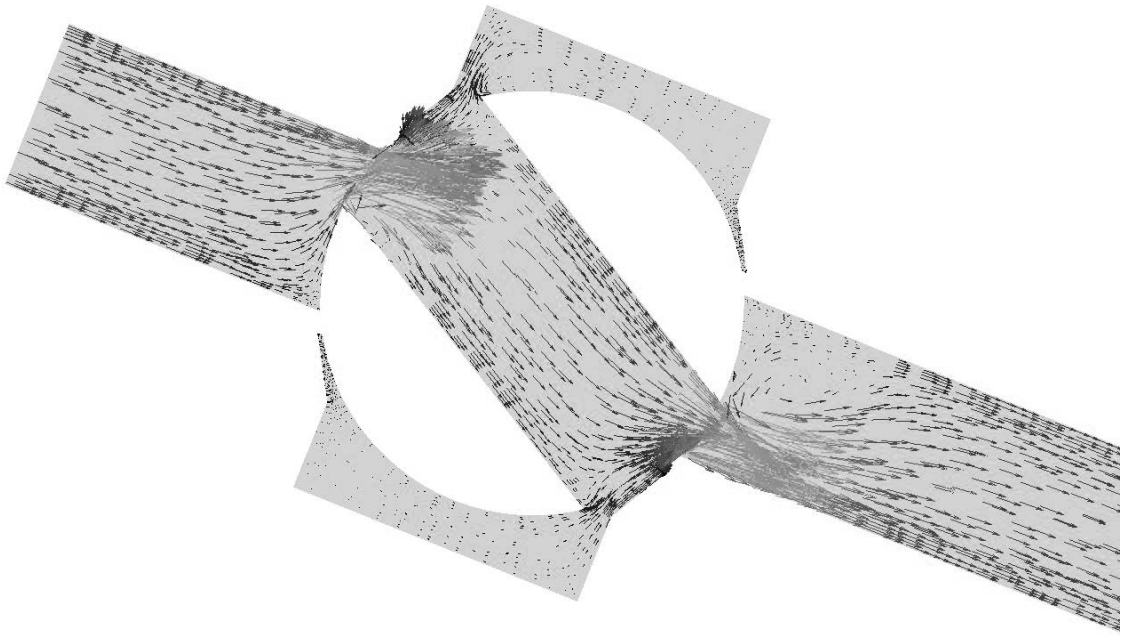


Рис. 6. Распределение скорости при закрытии крана

Испытания проводились на двух образцах крана шарового: с сегментными вырезами на запорном элементе и без них. Измерение вибрации при открытии и закрытии проводилось в соответствии с методикой контроля импульсной вибрации арматуры [3], являющейся дополнением к МКШС-81. Результатом измерения вибрации является кривая, огибающая максимальные значения уровней вибрации в трёх взаимно перпендикулярных направлениях (рис. 7).

Результаты экспериментальных исследований показали эффективность внедрения принципа увеличения площади проходного сечения для уменьшения уровней вибрации при нестационарном режиме работы. Следует отметить, что снижение уровней шума и вибрации при эксплуатации трубопроводной арматуры, в том числе на нестационарных режимах, приведёт к обеспечению безопасной эксплуатации трубопроводных систем, уменьшению шумовой загрязнённости окружающей среды и улучшению условий труда обслуживающего персонала. Полученные результаты целесообразно использовать при проектировании новых образцов трубопроводной арматуры.

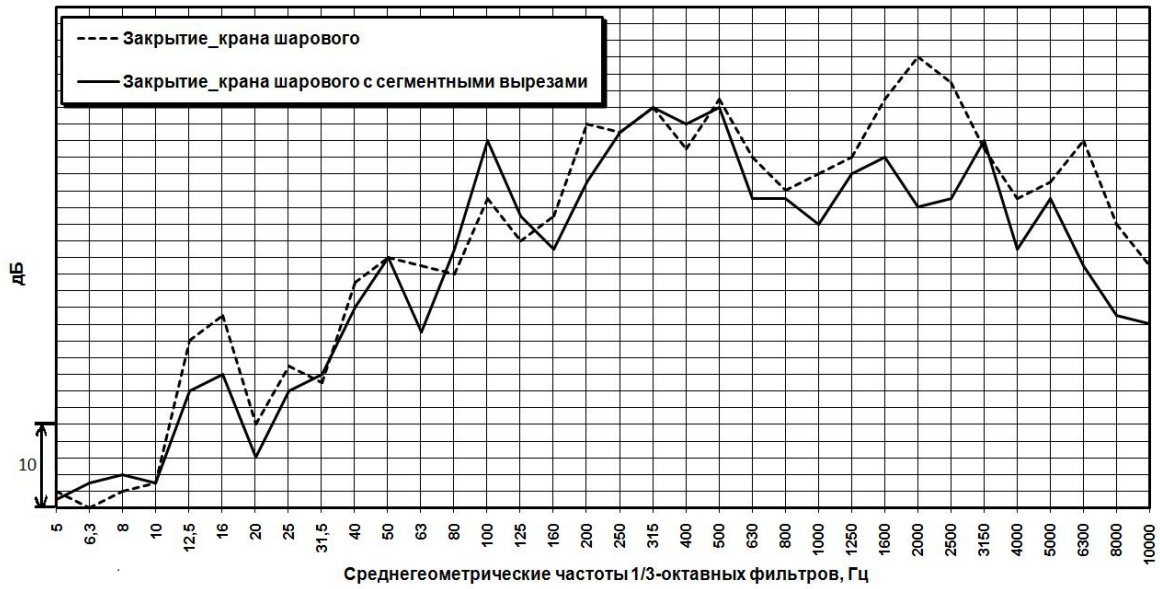


Рис. 7. Уровни нестационарной вибрации при закрытии крана шарового

Библиографический список

1. Жуковский Н.Е. О гидравлическом ударе в водопроводных трубах. М.-Л.: ГИТТЛ, 1949. 108 с.

2. Повх И.Л. Техническая гидромеханика. Л.: Машиностроение, 1976. 504 с.

3. Методика контроля импульсной вибрации арматуры и гидравлической аппаратуры на заводских стендах (МКИВС-95А). СПб.: ЦНИИ им. академика А. Н. Крылова, 1995. 13 с.

Информация об авторах

Куличкова Елена Асановна, заместитель главного конструктора по специализации общесудовых систем - начальник отдела, АО «Центр технологии судостроения и судоремонта» конструкторское бюро «Армас», г. Санкт-Петербург. E-mail: elenakulichkova@mail.ru. Область научных интересов: улучшение виброакустических характеристик трубопроводной арматуры.

REDUCING PULSE VIBRATION OF VALVES UNDER TRANSIENT CONDITIONS

© 2016 E. A. Kulichkova

Shipbuilding & Ship repair Technology Center, Saint-Petersburg, Russian Federation

The paper presents the results of work on reducing vibration of valves under transient conditions. The main parameters that influence the vibroacoustic characteristics of tube fitting in opening and closing of valves are distinguished: actuator types, geometry of the flow area, operating conditions. The process of formation of the dynamic force acting on the closure element of the fitting is examined. Time-dependent characteristics of flow resistance coefficients, flow velocity and dynamic force are given. The possibility of choosing the operating conditions providing minimum vibration of the valves is determined. A new design of the ball valve closure member is proposed. The analysis of the flow area is carried out using methods of numerical simulation. The flow pattern, the presence of reverse-flow areas, formation of eddy flows are shown, the pressure drop and flow resistance coefficient are specified. The results of experimental research of vibration are presented. The level of vibration of valves is shown to decrease under transient conditions, which results in ensuring safe operation of valves, reducing sound emission and improving working conditions of the operating staff. The results of research can be used to develop new designs of valves.

Vibration, valve, transient conditions, hydraulic resistance coefficient.

References

1. Zhukovskiy N.E. *O gidravlicheskom udare v vodoprovodnykh trubakh* [Hydraulic shock in water pipes]. Moscow-Leningrad: GITTL Publ., 1949. 108 p.

2. Povkh I.L. *Tekhnicheskaya gidromekhanika* [Engineering hydromechanics]. Leningrad: Mashinostroenie Publ., 1976. 504 p.

3. *Metodika kontrolya impul'snoy vibratsii armatury i gidravlicheskoy apparatury na zavodskikh stendakh (MKIVS-95A)* [Control of valve vibration under transient conditions on plant exercisers (MKIVS-95A)]. St. Petersburg: TsNII im. Akademika A.N. Krylova Publ., 1995. 13 p. (In Russ.)

About the author

Kulichkova Elena Asanovna, Deputy Chief Designer, Shipbuilding & Ship repair Technology Center, Saint-Petersburg, Russian Federation. E-mail: elenakulichkova@mail.ru. Area of Research: improving the vibroacoustic parameters of valves.

Citation: Kulichkova E.A. Reducing pulse vibration of valves under transient conditions. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 145-151. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-145-151

УДК 534.83+629.735.33+621.431 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-152-161*

ЭМПИРИЧЕСКИЙ МЕТОД ПРОГНОЗА ШУМА АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2016 П. А. Мошков

Центральный аэрогидродинамический институт
имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

В статье предложен эмпирический метод прогноза шума авиационных бензиновых двигателей с внешним смесеобразованием, применяемых в малой и беспилотной авиации. Этот метод основан на классических подходах авиационной акустики к расчёту шума на местности от различных источников. Спектр акустической мощности предлагается получать на основе эмпирической модели, по структуре схожей с известной моделью М. Хекла для расчёта шума наземных поршневых двигателей внутреннего сгорания, но учитывающей ключевые особенности авиационных двигателей. Показано согласование расчётных и экспериментальных данных по интегральным характеристикам акустического поля авиационных поршневых двигателей. Экспериментальные данные о шуме авиационных поршневых двигателей типа АШ-62ИР, М-14П, ROTAX-912ULS с капотом и без, ROTAX-582UL были получены при проведении акустических испытаний лёгких винтовых самолётов Ан-2, Як-18Т, МАИ-223М, МАИ-890У и МАИ-890 соответственно, в статических условиях на аэродроме базирования малой авиации. При этом акустическое поле поршневого двигателя полагалось осесимметричным относительно оси коленвала и шум двигателя определялся суммарным излучением на гармониках частоты следования вспышек в цилиндрах.

Авиационный поршневой двигатель, шум авиационного двигателя, шум винтомоторной силовой установки, шум самолётов на местности.

Введение

Широкое развитие в России малой и беспилотной авиации и наличие требований к допустимым уровням шума, создаваемым военными и гражданскими воздушными судами на местности, делают актуальной проблему прогнозирования шума на местности летательных аппаратов (ЛА) с винтомоторными силовыми установками (СУ). Основным источником шума на местности таких ЛА является силовая установка, в состав которой входят одиночные воздушные винты различной конструкции и компоновки и поршневые двигатели. В зависимости от конструктивных особенностей, а также от режима работы роль различных источников в шуме винтомоторной силовой установки будет различной [1].

В научной литературе, посвящённой исследованиям шума лёгких винтовых самолётов (ЛВС) на местности, в качестве источника шума обычно рассматривается изолированный воздушный винт, работающий в невозмущённой среде. При этом не реализуется комплексный подход к шуму силовой установки самолёта в целом как к суперпозиции акустических полей, формируемых излучениями воздушного винта и поршневого двигателя. Вместе с тем существуют аналитические методы расчёта шума воздушных винтов [2-7] и различные алгоритмы и программы для расчёта шума на местности лёгких ЛА, у которых доминирует излучение от воздушного винта [8].

В отечественной и зарубежной литературе значительное внимание уделяется проблеме шума поршневых двигателей наземного применения и, в частности, проблемам шума системы газообмена [9-12] и структурного шума двигателей внутреннего сгорания (ДВС) [13; 14].

Цитирование: Мошков П.А. Эмпирический метод прогноза шума авиационных поршневых двигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 152-161. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-152-161

В меньшей степени известно о направленности излучения различных типов двигателей. Вместе с тем, требования, предъявляемые к авиационным поршневым двигателям, существенным образом влияют на их рабочие характеристики и, как следствие, на акустические характеристики авиационных силовых установок по сравнению с наземными.

Поэтому разработка метода расчётной оценки акустических характеристик типовых авиационных двигателей является актуальной задачей на пути решения экологических проблем в малой и беспилотной авиации.

Область применения предлагаемого метода

На сегодняшний день в авиации применяются несколько основных типов бензиновых поршневых двигателей с внешним смесеобразованием, среди которых можно выделить: четырёхтактные звёздообразные воздушного охлаждения большой мощности (типа АШ-62-ИР, М-14П), четырёхтактные жидкостно-воздушного охлаждения (типа ROTAX-912ULS с глушителем шума выхлопа) и двухтактные двигатели (типа ROTAX-582UL с глушителем шума выхлопа). Основные параметры этих двигателей представлены в табл. 1 [15-18]. Двухтактные двигатели, по сравнению с четырёхтактными, характеризуются более высокими значениями литровой мощности. При одинаковой номинальной мощности меньшие габариты и массу имеет двигатель, у которого выше литровая мощность, однако такой двигатель может иметь и более высокие уровни шума. Поэтому при выборе типа силовой установки для малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) и сверхлёгких самолётов требуется согласовывать противоречивые требования к техническим и акустическим характеристикам двигателя.

В данной работе предложен метод прогнозирования интегральных характеристик акустического поля авиационных поршневых двигателей, подобных двигателям, указанным в табл. 1.

Таблица 1. Основные параметры исследуемых авиационных поршневых двигателей

Самолёт	Ан-2	Як-18Т	МАИ-223М, МАИ-890У	МАИ-890
Параметры/двигатель	АШ-62ИР	М-14П	ROTAX-912ULS	ROTAX-582UL
Тактность	4	4	4	2
Система охлаждения	воздушная	воздушная	жидкостно-воздушная	жидкостная
Рабочий объём двигателя, л	29,87	10,161	1,352	0,5807
Сухой вес двигателя, кг	560	214	56,6	27,4
Степень сжатия	6,4	6,3	10,5	11,5 (5,75)*
Максимальная мощность, кВт	735,5	264,8	73,55	40
Литровая мощность, кВт/л	24,62	26,06	54,4	68,88
Удельная мощность, кВт/кг	1,31	1,24	1,3	1,46
Эффективный крутящий момент, Н·м	3192,7	872	121	65,9

*Для двухтактного двигателя ROTAX-582UL в скобках указана эффективная степень сжатия

Метод расчёта шума авиационных поршневых двигателей

Суммарный уровень шума авиационного поршневого двигателя в дальнем звуковом поле может быть оценён при известной мощности акустического излучения двигателя (W) по формуле:

$$L_\varphi = 10\lg W + \Delta - 20\lg R + 10\lg \Phi\ , \qquad (1)$$

где L_φ – суммарный уровень звукового давления (дБ) в направлении излучения; R – расстояние от источника до точки наблюдения (м); $10\lg\Phi$ – фактор направленности; $\Delta = 10\lg\left(1/\left(W_0 4\pi\right)\right) = 109$ дБ при излучении в сферу или 112 дБ при излучении в полусферу; W_0 – пороговое значение акустической мощности (10^{-12} Вт).

Фактор направленности определяется как разность между уровнями звуковых давлений исследуемого источника в некоторой точке $L_{\text{изм}}$ и фиктивного ненаправленного источника той же мощности. Для рассматриваемых в работе типов двигателей будем определять значения $10\lg\Phi$ в дБ в зависимости от направления распространения звука согласно следующему соотношению [19]:

$$10\lg\Phi = L_{\text{изм}} - 10\lg\frac{W}{2\pi R^2 W_0} = \qquad (2)$$
$$= L_{\text{изм}} - L_W + 20\,LgR - 8.$$

Экспериментальные данные по фактору направленности суммарного излучения типовых авиационных поршневых двигателей были получены автором на основании многочисленных акустических испытаний самолётов в статических условиях, выполненных на аэродроме Московского авиационного института [20-22]. На рис. 1 представлены зависимости факторов направленности, полученные по осреднённым характеристикам направленности суммарного гармонического излучения поршневых двигателей.

Для двигателя ROTAX-912ULS получены факторы направленности для компоновок на самолёте без капота (самолёт МАИ-890У) и когда двигатель заключён в капот (самолёт МАИ-223М).

Максимумы факторов направленности излучения двигателей АШ-62ИР и ROTAX-912ULS соответствуют азимутальным углам 0° в передней полусфере и 135-150° – в задней полусфере. Вероятнее всего максимум в задней полусфере обусловлен шумом выхлопа двигателя, а максимум в передней полусфере обусловлен структурным шумом, распространяющимся через корпус.

Максимальные уровни шума двигателя ROTAX-582UL имеют место в направлении 30° в передней полусфере и 150° – в задней полусфере.

Излучение от двигателя М-14П происходит относительно равномерно по пространству в направлении углов 60-120°. Минимальные уровни шума двигателя наблюдаются по оси коленвала, т.е. в направлении 0° в передней полусфере и 180° – в задней полусфере. Существенное отличие в характеристиках направленности 9-цилиндровых двигателей воздушного охлаждения АШ-62ИР и М-14П обусловлено:

- различием в способах организации выхлопа;

- наличием у двигателя М-14П помимо капота дополнительных управляемых жалюзи, устанавливаемых для улучшения охлаждения цилиндров двигателя при полёте. В то же время жалюзи могут влиять на энергетические и пространственные характеристики структурного шума, распространяющегося через корпус двигателя.

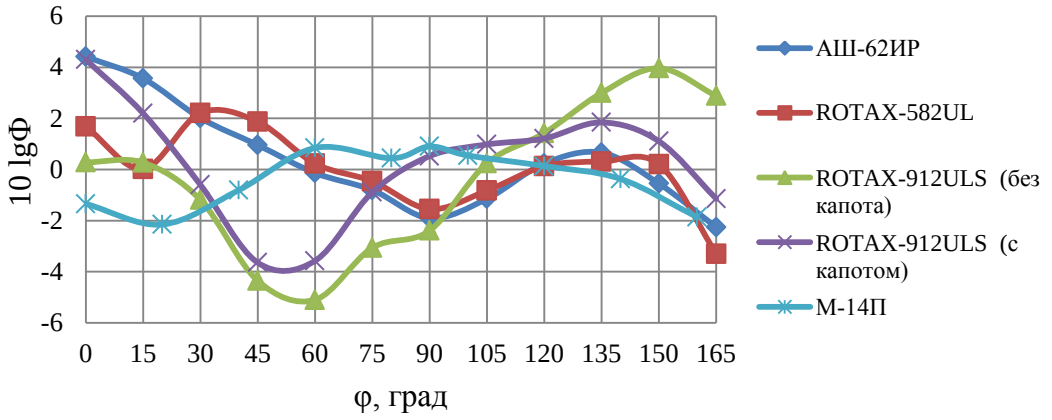


Рис. 1. Зависимость фактора направленности (10 lgФ) суммарного гармонического излучения авиационных поршневых двигателей (АШ-62ИР, М-14П, ROTAX-582UL, ROTAX-912ULS с капотом и без) от направления излучения

Также следует заметить, что излучение от поршневых двигателей АШ-62ИР и ROTAX-912ULS определяет суммарный уровень шума СУ самолётов Ан-2, МАИ-223М и МАИ-890У в передней полусфере в направлении 0° и в то же время излучение от воздушного винта, как правило, доминирует в задней полусфере в направлении 105-120° [20-22].

На основании выполненных экспериментальных исследований известная формула М. Хекла [23], предложенная для ДВС наземного применения, может быть скорректирована для расчёта спектров уровней звуковой мощности ($L_{W\,f}$) типовых авиационных поршневых двигателей посредством введения в расчётное соотношение эмпирических коэффициентов, учитывающих влияние конструктивных особенностей двигателей на их акустические характеристики:

$$L_{W\,f} = A_i + 10\lg\left(\frac{N_e n_n \left(1 + N_e / V_H\right)}{\frac{f}{f_1} + \frac{f_1}{f}}\right) + B_j \lg\left(\frac{n}{n_n}\right), \quad (3)$$

где n_n – номинальная частота вращения коленвала (на взлётном режиме работы), (об/мин); f – центральная частота третьоктавной полосы (Гц); N_e – номинальная эффективная мощность (кВт); n – частота вращения коленвала на заданном режиме (об/мин); f_1 – центральная частота третьоктавной полосы, соответствующая частоте излучения основного тона двигателя (Гц); A_i и B_j – эмпирические коэффициенты, представленные в табл. 2; V_H – рабочий объём двигателя (л).

Таблица 2. Коэффициенты в модели расчёта шума авиационных двигателей

Тип двигателя	АШ-62ИР	М-14П	ROTAX-912ULS (без капота)	ROTAX-582UL (без капота)	ROTAX-912ULS (с капотом)
Коэффициенты A_i	48	51	44	40	39
Коэффициенты B_j	38	17,5	65	68	65

Коэффициенты B_j получены из обобщённых энергетических характеристик поршневых двигателей [20] и характеризуют влияние режима работы на уровень шума.

Наличие глушителей в выхлопном тракте двигателей приводит к тому, что шум выхлопа перестаёт быть доминирующим источником (превышать по уровню на 10-15 дБ остальные источники) в суммарном шуме ДВС и существенную роль начинает играть так называемый структурный шум, распространяющийся в окружающую среду через корпус двигателя [1]. Поэтому при расчёте шума двигателей типа ROTAX-912ULS с глушителем шума выхлопа, заключённых в капот, следует использовать коэффициент A_i на 5 дБ ниже, чем для случая двигателя без капота (табл. 2). Величина снижения шума на 5 дБ была предложена на основании экспериментального исследования влияния капотирования на шум авиационной поршневой СУ [20; 24].

Согласно модели М. Хекла спектральный максимум третьоктавного спектра всегда будет расположен в фиксированной полосе с центральной частотой 1000 Гц. В предложенной модели спектральный максимум третьоктавного спектра предлагается принимать на частоте основного тона двигателя. При расчёте шума авиационного поршневого двигателя номинальным режимом следует считать взлётный режим работы СУ.

Можно видеть (табл. 1), что более показательным параметром, характеризующим авиационный двигатель, является, не принятая в модели М. Хекла удельная мощность, а литровая мощность двигателя. Поэтому литровая мощность используется в качестве параметра в предложенной расчётной модели.

Представленные факторы направленности (рис. 1) и коэффициенты в табл. 2 являются приближёнными, поскольку при расчёте мощности акустического излучения и характеристик направленности поршневого двигателя акустическое поле СУ полагалось осесимметричным относительно оси коленвала и считалось, что гармонические составляющие в шуме фактически определяют суммарное акустическое поле двигателя, так как выделить вихревую составляющую шума двигателя на фоне широкополосной составляющей шума воздушного винта на данном этапе исследований не представлялось возможным. Но в целом стоит отметить, что ожидаемая роль вихревой составляющей шума авиационного двигателя в суммарном шуме СУ крайне невелика, поскольку даже роль суммарного высокочастотного широкополосного излучения (1000-5000 Гц), вероятным доминирующим источником которого является вихревая пелена за лопастями, составляет не более 0,8-2,7% [21,22].

Таким образом, предложенная модель учитывает основные особенности известных авиационных двигателей по сравнению с двигателями наземного применения и, как следствие, отражает особенности механизмов генерации шума такими двигателями.

Сравнение рассчитанных и измеренных суммарных уровней шума авиационных двигателей

На рис. 2 представлены рассчитанные и измеренные суммарные уровни звуковой мощности (L_w) двигателя АШ-62ИР при работе по внешней скоростной характеристике. Также для сравнения на графике представлены данные расчёта по модели М. Хекла.

Можно видеть, что расчёт по модели Хекла не даёт удовлетворительных результатов и поэтому эту модель нецелесообразно использовать для расчёта шума авиационных поршневых двигателей. В то же время можно видеть хорошее согласование расчётных данных по предложенной модели с результатами эксперимента (за исключением нескольких режимов). Но даже для таких режимов отклонение расчётных и экспериментальных данных не превышает 2-3 дБ.

На рис. 3 представлены рассчитанные и измеренные характеристики

направленности суммарного излучения двигателя М-14П. Можно видеть согласование расчётных и экспериментальных данных в диапазоне углов 40-160°.

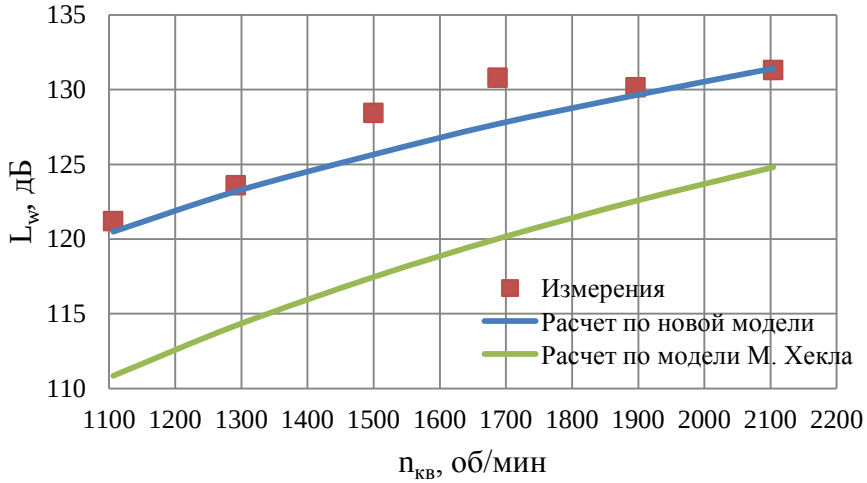


Рис. 2. Сравнение измеренных и рассчитанных уровней звуковой мощности двигателя АШ-62ИР

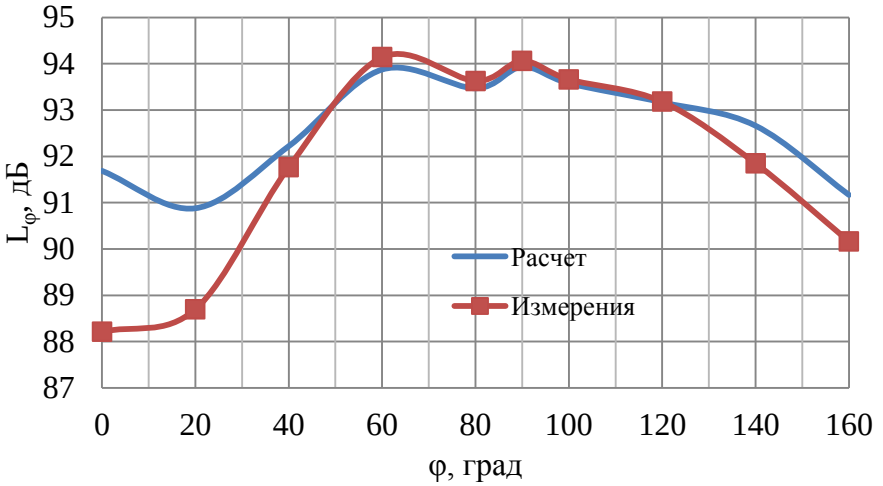


Рис. 3. Характеристика направленности шума поршневого двигателя М-14П ($n_{кв}$=2333 об/мин, на расстоянии 30 м)

Коэффициент детерминации R^2, который является показателем качества предложенной расчётной модели, для двух представленных примеров расчёта: суммарного уровня звуковой мощности двигателя при работе по внешней скоростной характеристике и характеристики направленности двигателя изменяется в пределах $0{,}88 < R^2 < 0{,}9$. Полученные значения $R^2 > 0{,}88$ свидетельствуют о хорошем качестве предложенной модели при решении задачи прогнозирования шума типовых авиационных двигателей.

Следует заметить, что при расчёте шума лёгкомоторных самолётов на местности следует учитывать зависимость мощности двигателя от высоты полёта самолёта.

Заключение

Предложенная модель для расчёта шума авиационных поршневых двигателей основных типов является эмпириче-

ской и используется для определения интегральных характеристик акустического поля бензиновых двигателей с внешним смесеобразованием. При этом рассматривается общее акустическое поле типовых авиационных двигателей, т.е. суммарный шум не подразделяется на отдельные составляющие. Модель учитывает особенности механизмов генерации шума авиационными поршневыми двигателями и влияние некоторых конструктивных особенностей на интенсивность акустического излучения.

Библиографический список

1. Мошков П.А. Классификация источников шума лёгких винтовых самолётов на местности // Научно-технический вестник Поволжья. 2015. № 4. С. 101-106.

2. Копьев В.Ф., Титарев В.А., Беляев И.В. Разработка методологии расчёта шума винтов с использованием суперкомпьютеров // Учёные записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV, № 2. С. 78-106.

3. Самохин В.Ф. Об одном подходе к расчёту дальнего акустического поля воздушного винта // Труды ЦАГИ. 1988. Вып. 2355. С. 65-75.

4. Самохин В.Ф. Полуэмпирический метод прогноза шума воздушного винта // Инженерно-физический журнал. 2012. Т. 85, № 5. С. 1064-1072.

5. Farassat F. Linear acoustic formulas for calculation of rotating blade noise // AIAA Journal. 1981. V. 19, Iss. 9. P. 1122-1130. DOI: 10.2514/3.60051

6. Hanson D.B. Helicoidal surface theory for harmonic noise of propellers in the far field // AIAA Journal. 1980. V. 18, Iss. 10. P. 1213-1220. DOI: 10.2514/3.50873

7. Hanson D.B. Compressible helicoidal surface theory for propeller aerodynamics and noise // AIAA Journal. 1983. V. 21, Iss. 6. P. 881-889. DOI: 10.2514/3.60132

8. Дмитриев В.Г., Самохин В.Ф. Комплекс алгоритмов и программ для расчёта шума самолётов на местности // Учёные записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV, № 2. С. 137-157.

9. Малкин И.В. Разработка технических средств снижения шумовых излучений системы газообмена двигателя легкового автомобиля. Дис. канд. техн. наук. Москва, 2014. 245 с.

10. Вахитов Ю.Р., Загайко С.А. Приближенный метод расчёта шума выпуска ДВС // Известия Московского государственного технического университета МАМИ. 2010. № 1 (9). С. 11-14.

11. Davis P.O.A.L., Halliday R.F. Radiation of sound by a hot exhaust // Journal Sound and Vibration. 1981. V. 76. Iss. 4. P. 591-594. DOI: 10.1016/0022-460x(81)90272-8

12. Davis P.O.A.L., Holland K.R. I.C. engine intake and exhaust noise assessment // Journal Sound and Vibration. 1999. V. 223, Iss. 3. P. 425-444. DOI: 10.1006/jsvi.1998.2093

13. Яковенко А.Л. Разработка методики и инструментальных средств для прогнозирования структурного шума двигателя внутреннего сгорания. Автореф. дис. канд. техн. наук. Москва, 2009. 24 с.

14. Тупов В.В. Структурный шум ДВС с воздушной системой охлаждения и методы его снижения // Безопасность в техносфере. 2012. № 6. С. 63-69.

15. Лабазин П.С. Авиационный двигатель АШ-62ИР. М.: Транспорт, 1972. 354 с.

16. Руководство по технической эксплуатации самолёта «МАИ-223М». М.: МАИ, 2013. 138 с.

17. Лапшин А.М., Анохин П.И. Авиационный двигатель М-14П: уч. пособие для лётных училищ. М.: Транспорт, 1976. 229 с.

18. Руководство по эксплуатации двигателя ROTAX-582UL. http://aviagamma.ru/om2.pdf

19. Расчёты и измерения характеристик шума, создаваемого в дальнем звуковом поле реактивными самолётами / под ред. Л.И. Соркина. М.: Машиностроение, 1968. 99 с.

20. Мошков П.А. Прогнозирование и снижение шума на местности лёгких винтовых самолётов. Дис. канд. техн. наук. Москва, 2015. 143 с.

21. Самохин В.Ф., Мошков П.А. Экспериментальное исследование акустических характеристик силовой установки самолёта «Ан-2» в статических условиях // Труды МАИ. 2015. № 82. http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58711

22. Мошков П.А. Некоторые результаты экспериментального исследования акустических характеристик силовой установки сверхлёгкого самолёта в статических условиях // Научно-технический вестник Поволжья. 2014. № 6. С. 265-270.

23. Справочник по технической акустике / под ред. М. Хекла, Х.А. Мюллера. Л.: Судостроение, 1980. 440 с.

24. Мошков П.А., Яковлев А.А. Экспериментальное исследование влияния капотирования двигателя на акустические характеристики авиационной поршневой силовой установки // Научно-технический вестник Поволжья. 2014. № 6. С. 271-274.

Информация об авторе

Мошков Пётр Александрович, инженер, Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский. E-mail: moshkov89@bk.ru. Область научных интересов: экспериментальные исследования акустических характеристик лёгких самолётов и беспилотных летательных аппаратов с винтомоторной силовой установкой.

EMPIRICAL METOD OF PREDICTING AVIATION PISTON ENGINE NOISE

© 2016 P. A. Moshkov

Central Institute of Aerohydrodynamics named after N.E. Zhukovsky,
Zhukovsky, Russian Federation

The article suggests an empirical method of predicting noise of aircraft gasoline engines with carburetion used in light and unmanned aviation. The method is based on classical approaches of aeroacoustics to the calculation of environmental noise from different sources. The spectrum of acoustic power is proposed to be obtained on the basis of an empirical model similar to the known M. Khekl model for the calculation of noise of internal combustion piston engines of ground application, but at the same time taking into account the key features of aircraft engines. The calculated and experimental data on integral characteristics of the acoustic field of aviation piston engines are shown to be in good agreement. Experimental data on the noise of aviation piston engines like Ash-62IR, M-14P, ROTAX-912ULS with and without cowling, ROTAX-582UL were obtained during acoustic tests of light propeller aircraft An-2, Yak-18T, MAI-223M, MAI- 890U and MAI-890, respectively, under static conditions at a local aerodrome. At the same time the acoustic field of the piston engine was supposed to be axially symmetrical relative to the crankshaft axis and the noise of the engine was determined by the total radiation at the harmonics of flash recurrence rate in the cylinders.

Aviation piston engine, aviation engine noise, propeller power plant noise, environmental aircraft noise.

Citation: Moshkov P.A. Empirical metod of predicting aviation piston engine noise. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 152-161. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-152-161

References

1. Moshkov P.A. Classification of community noise source by light propeller aircrafts. *Scientific and Technical Volga region Bulletin*. 2015. No. 4. P. 101-106. (In Russ.)

2. Kopiev V.F., Titarev V.A., Belyaev I.V. Development of a methodology for propeller noise calculation on high-performance computer. *TsAGI Science Journal*. 2014. V. 45, Iss. 3-4. P. 293-327. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.2014011857

3. Samokhin V.F. An approach to the calculation of the far-field propeller noise. *Trudy TsAGI*. 1988. Iss. 2355. P. 65-75. (In Russ.)

4. Samokhin V.F. Semiempirical method for estimating the noise of a propeller. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2012. V. 85, Iss. 5. P. 1157-1166. DOI: 10.1007/s10891-012-0758-y

5. Farassat F. Linear acoustic formulas for calculation of rotating blade noise. *AIAA Journal*. 1981. V. 19, Iss. 9. P. 1122-1130. DOI: 10.2514/3.60051

6. Hanson D.B. Helicoidal surface theory for harmonic noise of propellers in the far field. *AIAA Journal*. 1980. V. 18, Iss. 10. P. 1213-1220. DOI: 10.2514/3.50873

7. Hanson D.B. Compressible helicoidal surface theory for propeller aerodynamics and noise. *AIAA Journal*. 1983. V. 21, Iss. 6. P. 881-889. DOI: 10.2514/3.60132

8. Dmitriev V.G., Samokhin V.F. Complex of algorithms and programs for calculation of aircraft noise. *TsAGI Science Journal*. 2014. V. 45, Iss. 3-4. P. 367-388. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.2014011838

9. Malkin I.V. *Razrabotka tekhnicheskikh sredstv snizheniya shumovykh izlucheniy sistemy gazoobmena dvigatelya legkovogo avtomobilya. Diss. cand. tekhn. nauk* [Development of facilities for reducing noise emissions of the car engine gas exchange system. Cand. Sc. (Eng.) dissertation]. Moscow, 2014. 245 p.

10. Vakhitov Yu.R., Zagayko S.A. Approximate Method for Calculating of the Noise of Internal Combustion Engine Exhaust. *Izvestiya MGTU «MAMI»*. 2010. No.1 (9). P. 11-14. (In Russ.)

11. Davis P.O.A.L., Halliday R.F. Radiation of sound by a hot exhaust. *Journal Sound and Vibration*. 1981. V. 76, Iss. 4. P. 591-594. DOI: 10.1016/0022-460x(81)90272-8

12. Davis P.O.A.L., Holland K.R. I.C. engine intake and exhaust noise assessment. *Journal Sound and Vibration*. 1999. V. 223, Iss. 3. P. 425-444. DOI: 10.1006/jsvi.1998.2093

13. Yakovenko A.L. *Razrabotka metodiki i instrumental'nykh sredstv dlya prognozirovaniya strukturnogo shuma dvigatelya vnutrennego sgoraniya. Avtoref. diss. cand. tekhn. nauk* [Development of tools and techniques to predict structure-borne noise of the internal combustion engine. Extended abstract of dissertation in Engineering Science]. Moscow, 2009. 24 p.

14. Tupov V.V. Noise of petrol engine with air cooling system and methods of its decrease. *Safety in Technosphere*. 2012. No. 6. P. 63-69. (In Russ.)

15. Labazin P.S. *Aviatsionnyy dvigatel' ASh-62IR* [ASh-62IR ircraft engine]. Moscow: Transport Publ., 1972. 354 p.

16. *Rukovodstvo po tekhnicheskoy ekspluatatsii samoleta «MAI-223M»* [Operations manual for «MAI-223 M» aircraft engine]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2013. 138 p.

17. Lapshin A.M., Anokhin P.I. *Aviatsionnyy dvigatel' M-14P* [M-14P Aircraft engines]. Moscow: Transport Publ., 1976. 229 p.

18. *Rukovodstvo po ekspluatatsii dvigatelya ROTAX-582UL* [Operations manual for the ROTAX-582ULS engine]. Available at: http://aviagamma.ru/om2.pdf

19. *Raschety i izmereniya kharakteristik shuma, sozdavaemogo v dal'nem zvukovom pole reaktivnymi samoletami/ pod red. L.I. Sorkina* [Calculations and measurements of the

characteristics of noise generated in the far acoustic field by jet aircraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1968. 99 p.

20. Moshkov P.A. *Prognozirovanie i snizhenie shuma na mestnosti legkikh vintovykh samoletov. Diss. cand. tekhn. nauk* [Prediction and reduction of environmental noise generated by light propeller aircraft. Cand. Sc. (Eng.) dissertation]. Moscow, 2015. 143 p.

21. Samokhin V.F., Moshkov P.A. Experimental research of acoustical characteristics by power plant of aircraft «An-2« in static conditions. *Trudy MAI*. 2015. No. 82. (In Russ.) Available at: http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58711

22. Moshkov P.A. Some results of experimental research of acoustic characteristics by the powerplant ultralight aircraft in static conditions. *Scientific and Technical Volga region Bulletin*. 2014. No. 6. P. 265-270. (In Russ.)

23. Khekl M., Myuller Kh.A. *Spravochnik po tekhnicheskoy akustike* [Handbook of Technical Acoustics]. Leningrad: Sudostroenie Publ., 1980. 440 p.

24. Moshkov P.A., Yakovlev A.A. Experimental research of effect of the nose-over of the engine on acoustical characteristics of the aviation piston power plant. *Scientific and Technical Volga region Bulletin.* 2014. No. 6. P. 271-274. (In Russ.)

About the author

Moshkov Petr Aleksandrovich, engineer, Central Institute of Aerohydrodynamics named after N.E. Zhukovsky, Zhukovsky, Russian Federation. E-mail: moshkov89@bk.ru. Area of Research: application of experimental study of acoustic characteristics of light aircraft and unmanned aerial vehicles with an engine-propeller power plant.

УДК 621.9.08+621.431 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-162-170*

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТЕЙ ИЗМЕРЕНИЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРОФИЛЕЙ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2016 В. А. Печенин, М. А. Болотов, Н. В. Рузанов, М. В. Янюкина

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

Лопатки компрессора являются одними из многочисленных и наиболее сложных деталей газотурбинных двигателей. Сложная поверхность лопаток компрессора характеризуется комплексом параметров, характеризующих геометрию отдельных сечений. В статье приводится разработанная модель вычисления комплекса геометрических параметров профилей по измеренному массиву точек. Разработана методика оценки погрешностей измерения комплекса геометрических параметров при измерении с использованием координатно-измерительных машин. Для реализации предложенных модели и методики разработаны программные алгоритмы. Приводятся результаты исследований погрешностей измерения комплекса геометрических параметров пера лопаток компрессора газотурбинного двигателя. Получены вероятностные характеристики возникающих погрешностей для трёх сечений пера лопатки. Разработанные модель и алгоритмы вычисления комплекса геометрических параметров профилей по измеренному массиву точек могут быть применены в программном обеспечении измерительных машин.

Лопатка компрессора, координатные измерения, сложная поверхность, сечение, комплекс геометрических параметров, модель, интервальная оценка неопределённостей.

Геометрия лопаток компрессора оказывает значительное влияние на рабочие характеристики газотурбинных двигателей (ГТД). Достижение высокой точности геометрии лопаток в производстве невозможно без высокоточных измерений. Лопатка компрессора включает в себя замок и поверхность сложной формы (рис. 1).

Расположение сечений лопаток компрессора ГТД задаётся вдоль оси *z* параллельно установочной поверхности замка лопатки.

Наибольшую сложность составляет измерение сложных поверхностей лопаток. Форма пера лопатки газотурбинного двигателя является результатом сложного баланса между аэродинамическими, прочностными характеристиками и производственными требованиями [1].

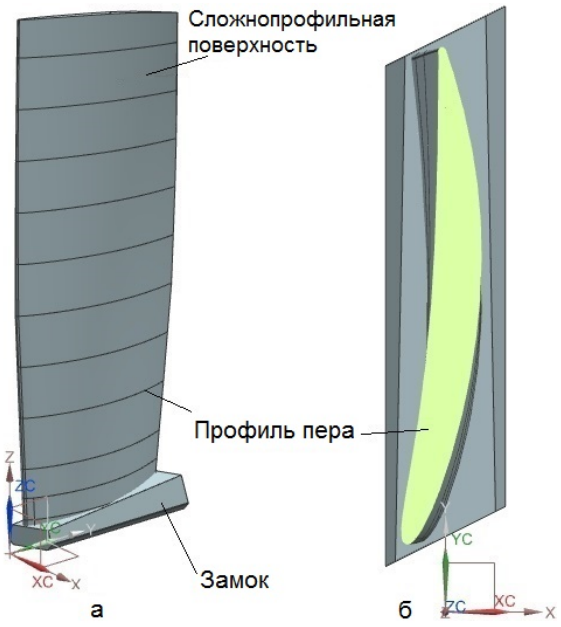


Рис 1. Лопатка компрессора и измеряемые сечения пера: а – изометрия, б – вид с торцевого сечения

Цитирование: Печенин В.А., Болотов М.А., Рузанов Н.В., Янюкина М.В. Исследование неопределённостей измерений геометрических параметров профилей лопаток компрессора газотурбинного двигателя // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 162-170. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-162-170

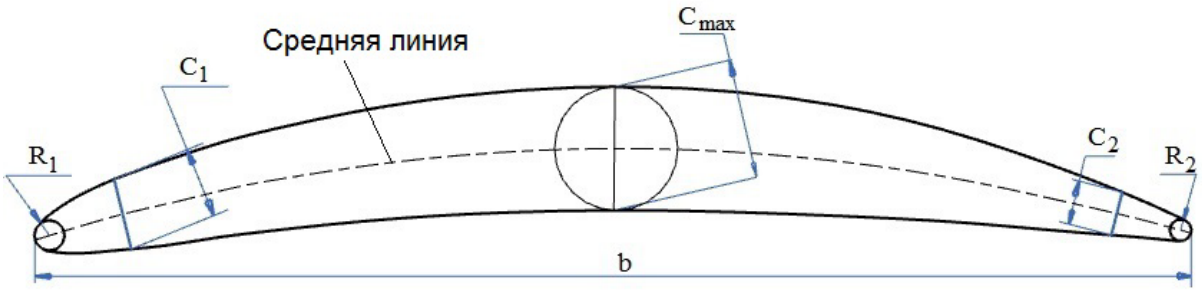


Рис. 2. Геометрические параметры профиля

В данной работе для описания поверхности пера лопатки используется инструмент, являющийся стандартом для описания поверхностей свободной формы в программах CAD – NURBS-поверхности [2]. Сложная поверхность лопаток компрессора обычно задаётся отдельными сечениями, которые характеризуются комплексом параметров. Комплекс параметров включает радиусы входной и выходной кромок (R_1, R_2), хорду профиля пера (b), максимальную толщину профиля (C_{max}), толщины входной и выходной кромок пера C_1 и C_2. На рис. 2 изображены рассчитываемые геометрические параметры профиля пера лопатки.

Для контроля геометрии лопаток в промышленности применяются координатно-измерительные машины (КИМ), которые могут быть оборудованы контактными и бесконтактными измерительными системами. Контактный метод измерения производится посредством касания измерительного наконечника, как правило сферической формы, о поверхность измеряемой детали или изделия. После осуществления касания выполняется фиксация точки центра измерительного наконечника, а затем проводится расчёт точки касания.

Погрешности измерения геометрических параметров зависят от рассеивания параметров отклонения формы и расположения поверхностей пера, влияющих на точность расчёта измеренных точек [3]. Особенно велики погрешности измерения для областей входной и выходной кромок, имеющих большую кривизну. Для этих областей также характерно то, что небольшие изменения в шероховатости и геометрии могут иметь непропорционально большое воздействие на эффективность работы компрессора [4]. Таким образом, действительные неопределённости измерения сложных поверхностей лопаток могут быть больше неопределённостей, указанных в спецификациях КИМ. Целью данной работы является оценка неопределённостей измерения комплекса геометрических параметров профилей сложной поверхности лопаток.

Для оценки неопределённости измерения комплекса геометрических параметров профилей с учётом вероятностного характера разработана методика, учитывающая степень рассеивания параметров отклонения формы и расположения поверхностей свободной формы (рис. 3). Методика реализует метод Монте-Карло [5] с последовательным повторением пунктов 3, 4, 5, 6 и 7.

Моделирование измеряемой поверхности осуществлялось посредством добавления к координатам точек номинальных поверхностей отклонения формы и расположения. Вектор координат точки измеряемой поверхности определялся следующим выражением:

$$\overline{P}_{meas} = \left(\overline{P}_{CAD} + \overline{N}dF\right)R + \overline{T}\,, \qquad (1)$$

где $\overline{P}_{meas}$, $\overline{P}_{CAD}$ – вектор координат точек (x, y, z) соответственно измеряемой (моделируемой) и номинальной поверхностей; $\overline{N}$ – вектор нормали в точке $\overline{P}_{CAD}$; dF – величина отклонения формы в точке $\overline{P}_{CAD}$; R, $\overline{T}$ – соответственно матрица поворота и вектор транспонирования координат точки $\overline{P}_{CAD}$.

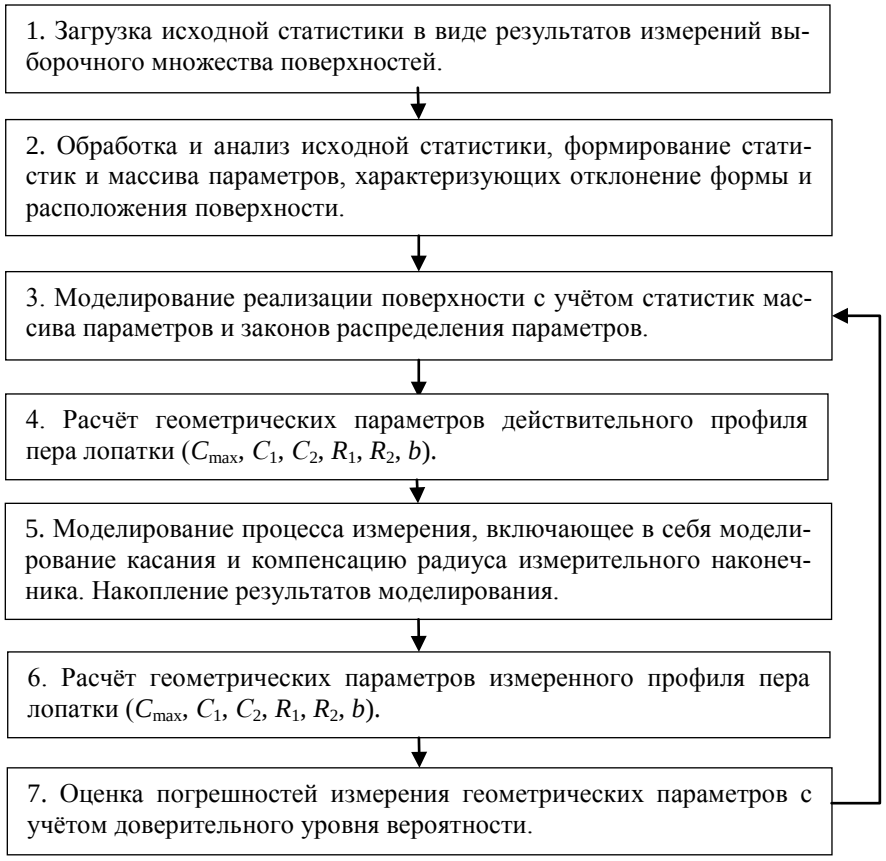


Рис. 3. Методика оценки погрешности определения геометрических параметров лопаток компрессора

Матрица R содержит три угла вращения вокруг координатных осей. Вектор T содержит значения перемещения вдоль координатных осей.

В практике производства деталей встречаются две составляющих отклонения формы: систематическая и случайная δ_γ. Соответственно в модели измеряемой поверхности учитывались эти две составляющих отклонения. Систематические отклонения состоят из макроотклонения формы δ_m и гармонической составляющей отклонения формы δ_s [6].

Таким образом, общую величину отклонения формы в каждой точке можно записать в виде суммы трёх составляющих:

$$dF = \delta_s + \delta_m + \delta_\gamma . \quad (2)$$

Макроотклонение формы представляет собой профиль, отличный (уменьшенный) по толщине от теоретического профиля. В ходе анализа большого объёма измерений было выявлено, что отклонение формы профиля вдоль хорды имеет вид, представленный на рис. 4.



Рис. 4. Моделируемое макроотклонение формы для корневого сечения

При максимальном отклонении формы получается так называемый «минимальный» профиль. Значения отклонения неодинаковы для различных частей профиля. Отклонение принимает максимальное значение в том месте, где профиль имеет максимальную толщину и составляет $0.5 \cdot \delta_m$ на сторону. Минимальное значение отклонение принимает в области кромок.

Расчёт комплекса геометрических параметров профиля осуществляется следующим образом.

Расчёт радиуса входных и выходных кромок (R_1 и R_2). Радиусы и координаты центров входной и выходной кромок сечения определялись как соответствующие параметры уравнений окружностей. Параметры уравнений окружностей определялись посредством аппроксимации измеренного массива точек кромок с использованием метода наименьших квадратов (МНК).

Расчёт средней линии профиля. Средняя линия профиля лопатки ГТД, представляющая собой кривую, проходящую через центры вписанных в профиль окружностей, необходима для расчёта комплекса геометрических параметров.

Поиск точек средней линии профиля осуществляется по следующей схеме:

1. Задаются кусочные сплайны – Эрмитовы кривые [7] по точкам профилей корыта и спинки P_i и P_{1i}.

2. Определяется нормаль через точку на корыте. Направляющий вектор нормали находится по формуле:

$$N = \left[\frac{f_x^{|}(P_i)}{\sqrt{(f_x^{|}(P_i))^2 + (f_y^{|}(P_i))^2}} \quad \frac{-f_y^{|}(P_i)}{\sqrt{(f_x^{|}(P_i))^2 + (f_y^{|}(P_i))^2}} \right], \tag{3}$$

где $f_x^{|}(P_i), f_y^{|}(P_i)$ – производные сплайна по уравнениям x и y в точке корыта P_i.

3. Рассчитываются координаты точки пересечения нормали и сплайна спинки P1i из системы уравнений нормали и сплайна.

4. Через точку P1i задаётся нормаль по уравнению сплайна.

5. Методами нелинейной оптимизации осуществляется поиск координат точки пересечения нормали спинки и корыта Hi так, чтобы |HiPi|=|HiP1i|.

Таким образом, рассчитываются точки средней линии между кривыми корыта и спинки. К полученным точкам среднего профиля, находящимся между спинкой и корытом, добавляются центры входной и выходной кромок. По координатам точек средней линии задаётся кусочный сплайн.

На заключительном этапе сплайн экстраполируется до пересечения с кривыми кромок. Точки пересечения рассчитываются оптимизационным методом последовательного квадратичного программирования [8]. При реализации этого метода расчёта значений целевой функции с использованием квадратичной аппроксимации предполагается, что в ограниченном интервале можно аппроксимировать функцию квадратичным полиномом, а затем использовать построенную аппроксимационную схему для оценивания координаты точки истинного минимума функции.

Расчёт хорды профиля b. Величина хорды профиля пера b рассчитывается как расстояние между точками пересечения средней линии профиля и линиями кромок профиля.

Расчёт толщин входной и выходной кромок пера C_1 и C_2. Толщины C_1 и C_2 рассчитываются на заданных конструктором расстояниях n_1 и n_2 от точек средней линии профиля на входной и выходной кромках соответственно. На расстояниях n_1 и n_2 определяются нормали средней линии и рассчитываются точки пересечения этих нормалей с кривыми спинки и корыта, заданных кусочными сплайнами. Расстояния между рассчитанными точками в областях входной и выходной кромок соответственно являются толщинами C_1 и C_2.

Расчёт максимальной толщины профиля C_{max}. Расчёт производится мето-

дом оптимизационного поиска диаметра максимальной вписанной в профиль окружности в границах точек толщин C_1 и C_2 соответственно. Целевая функция имеет вид:

$$f = d \to \max \ , \tag{4}$$

где d – диаметр вписанной в профиль окружности.

Для моделирования процесса измерения разработана модель, позволяющая рассчитывать координаты точки касания, координаты центра измерительного наконечника и координаты измеренных точек при контакте с профилем детали.

Алгоритм поиска точки касания и измеренных точек на измерительном наконечнике содержит следующие этапы:

1. Задаются координаты точек измерения на поверхности CAD-модели детали.

2. Через измеряемые точки строятся нормали к CAD-поверхности.

3. По нормалям к номинальной поверхности движется измерительный наконечник до касания поверхности и определяется точка касания.

Для расчёта координат точек касания измерительного наконечника о поверхность детали в декартовой системе координат используется базовый метод, предложенный в [9]. Для удобства расчётов для каждой точки производится поворот системы координат таким образом, что нормаль движения измерительного наконечника совмещается с осью *z*. Для этого производится два последовательных разворота координат точек поверхностей вокруг координатных осей *OX* и *OY* на соответствующие углы наклона нормали. После этого производится поиск минимального значения целевой функции в новой системе координат:

$$f\left(x\right) = \left|y_0 - y_n\right| \to \min , \tag{5}$$

где y_O и y_n – соответственно координаты точки на поверхности щупа и измеряемой поверхности по оси *y*.

Координаты *x* точек измеряемой поверхности и измерительного наконечника совпадают и подчиняются системе ограничений:

$$\begin{aligned} &\left|O_x - x\right| \le R, \\ &x \in E_x , \end{aligned} \tag{6}$$

где R – величина радиуса измерительного наконечника; E_x – область определения измеряемого профиля по оси X; O_x – координата центра измерительного наконечника по оси *X*.

Для поиска координат точки касания *C* используется метод последовательного квадратичного программирования.

4. Рассчитываются координаты центров щупа O, лежащих на нормалях подвода измерительного наконечника. В случае, когда при измерении есть эталонная CAD-модель, координаты измеренных точек рассчитываются на пересечении нормалей N_{comp} к поверхности CAD-модели и сферы измерительного наконечника. Координаты измеренных точек D рассчитываются на расстоянии радиуса измерительного наконечника R по направлению нормалей от точек O:

$$D = O + R \cdot N_{comp} . \tag{7}$$

Имеющаяся погрешность компенсации радиуса измерительного наконечника приводит к тому, что координаты измеренных точек не совпадают с координатами действительных точек касания поверхности. Ошибки компенсации влияют на точность расчёта параметров профиля пера компрессора. Погрешность расчёта геометрического параметра равна

$$\delta_p = P_{измер.} - P_{действ.} , \tag{8}$$

где $P_{измер.}$, $P_{действ.}$ – измеренное и действительное значение геометрического параметра профиля.

В процессе исследования выполнено моделирование 100 сечений корневой, средней и торцевой частей пера лопаток компрессора ГТД. Предельные значения

отклонения формы моделируемых сечений изменялись по нормальному закону. На основании статистических данных принято, что максимальное значение отклонения формы не превышает 0,16 мм в тело детали. Диапазон изменения амплитуды волнистости составил ±0,01 мм. Случайная составляющая отклонения формы не превышала 0,002 мм.

Максимальное смещение сечения относительно системы координат хвостовика лопатки составляет 0,2 мм, угол разворота профиля изменяется в пределах ±15’.

В табл.1 приведены наиболее вероятные и предельные значения неопределённостей измерения параметров для выборки профилей с уровнем доверительной вероятности 99,73%.

Таблица 1. Математическое ожидание, верхние и нижние границы величин неопределённостей измерения и номинальные значения геометрических параметров корневого сечения пера лопатки

Параметры	Номинальное значение, мм	Минимальное отклонение, мкм	Максимальное отклонение, мкм	Математическое ожидание отклонения, мкм
Корневое сечение пера лопатки				
C_{max}	6.1607	$-6*10^{-3}$	$7.7*10^{-3}$	$-2*10^{-3}$
C_1	2.7275	-6.3	1.7	-3.3
C_2	1.4927	-4.5	0.6	-2.3
R_1	0.75	-3.1	1.1	-1.6
R_2	0.55	-3.3	0.6	-1.7
B	57.7685	$-2*10^{-2}$	9.2	1.8
Средние сечение пера лопатки				
C_{max}	4.1703	$1*10^{-2}$	$2*10^{-2}$	$-6*10^{-2}$
C_1	1.4793	-13.9	13.4	-4.8
C_2	0.7612	-5.6	5.4	-1.9
R_1	0.4204	-7.5	8.6	-2.2
R_2	0.3032	-7.0	8.4	-1.8
b	59.4892	0.3	21.2	4.6
Торцевое сечение пера лопатки				
C_{max}	1.9005	$-1*10^{-2}$	$6*10^{-2}$	$-6*10^{-3}$
C_1	0.5211	-40.7	11.8	-19.2
C_2	0.3535	-0.1	5.8	-1.1
R_1	0.2	-4.1	15.1	0.9
R_2	0.1702	-1.3	20.2	-3.6
b	55.8986	$-5*10^{-2}$	33.7	7.7

В результате получены границы распространения погрешностей измерения геометрических параметров профилей лопаток компрессора ГТД при измерении на КИМ.

Анализируя полученные результаты, можно отметить:

1) неопределённости измерения комплекса рассматриваемых геометрических параметров увеличиваются по высоте пера;

2) поскольку параметры C_1 и C_2 вычисляются исходя из известных R_1 и R_2, то наблюдается зависимость между группами этих параметров;

3) наименьшие значения неопределённостей наблюдаются для параметра C_{max};

4) наибольшие значения неопределённостей наблюдаются для параметра C_1.

Наблюдаемые наибольшие значения неопределённостей для параметра C_1 можно объяснить наличием осцилляции сплайна на краях интерполируемых точек профиля.

Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации в рамках реализации программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-

технологического комплекса России на 2014-2020» с использованием оборудования центра коллективного пользования CAM технологий (RFMEFI59314X0003).

Библиографический список

1. Lewis W.J., Brew J.S., Bryanston-Cross P., Nawasra J. Form -finding as a modelling tool for shaping mechanical components: A feasibility case study of an axial-flow compressor blade // Engineering Structures. 2011. V. 33, Iss. 9. P. 2612-2620.
DOI: 10.1016/j.engstruct.2011.05.008

2. Savio E., De Chiffre L., Schmitt R. Metrology of freeform shaped parts // CIRP Annals – Manufacturing Technology. 2007. V. 56, Iss. 2. P. 810-835.
DOI: 10.1016/j.cirp.2007.10.008

3. Rak A., Wozniak A. Probe Radius Correction Methods – Review and Comparison of Existing Methods // Journal of Automation Mobile Robotics & Intelligent Systems. 2009. V. 3, Iss. 4. P. 169-171.

4. Walton K., Blunt L., Fleming L., Goodhand M., Lung H. Areal parametric characterisation of ex-service compressor blade leading edges // Wear. 2014. V. 321. P. 79-86. DOI: 10.1016/j.wear.2014.10.007

5. Evaluation of measurement data - Guide to the expression of uncertainty in measurement. Propagation distributions using a Monte Carlo method. JCGM. Elseiver, 2008. 120 p.

6. Rajamohan G., Shunmugam M.S., Samuel G.L. Effect of probe size and measurement strategies on assessment of freeform profile deviations using coordinate measuring machine // Measurement. 2011. V. 44, Iss. 5. P. 832-841.
DOI: 10.1016/j.measurement.2011.01.020

7. Ли К. Основы САПР (CAD/CAM/CAE). СПб.: Питер, 2004. 560 с.

8. Powell M.J.D. A fast algorithm for nonlinearly constrained optimization calculations, numerical analysis // Numerical Analysis. 1978. V. 630. P. 144-157.

9. Shunmugam M.S., Radhakrishnan G. Comparison of difference methods for computing the two-dimensional envelope for surface finish measurements // Computed Aided Design. 1976. V. 8, Iss. 2. P. 89-83. DOI: 10.1016/0010-4485(76)90090-7

Информация об авторах

Печенин Вадим Андреевич, аспирант кафедры технологий производства двигателей, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: vadim.pechenin2011@yandex.ru. Область научных интересов: координатные измерения, процессы сборки.

Болотов Михаил Александрович, кандидат технических наук, доцент кафедры технологий производства двигателей, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: maikl.bol@gmail.com. Область научных интересов: координатные измерения, процессы сборки.

Рузанов Николай Владимирович, аспирант кафедры технологий производства двигателей, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: kinform_@mail.ru. Область научных интересов: координатные измерения, разработка информационных систем.

Янюкина Мария Викторовна, аспирант кафедры технологий производства двигателей, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. E-mail: mary392@mail.ru. Область научных интересов: размерные цепи, координатные измерения.

STUDY OF UNCERTAINTY OF MEASURING GEOMETRICAL PARAMETERS OF GAS TURBINE ENGINE COMPRESSOR BLADE PROFILES

© 2016 V. A. Pechenin, M. V. Bolotov, N. V. Ruzanov, M. V. Yanyukina

Samara National Research University, Samara, Russian Federation

Compressor blades are among the numerous and complicated parts of gas turbine engines. A freeform surface of compressor blades is characterized by a complex of parameters distinguishing the geometry of their individual sections. The paper presents a model of calculating a complex of geometric parameters of blade profiles by a measured array of points. A method of estimating the uncertainty of measurement of a set of geometrical parameters with the use of coordinate measuring machines is developed. Software algorithms have been designed for the implementation of the proposed models and methods. The paper presents the results of analyzing errors of measurement of a set of geometrical parameters of the gas turbine engine compressor blade airfoil. We obtained the probabilistic characteristics of arising errors for three cross sections of the blade airfoil. The proposed models and algorithms for computing a complex of geometric parameters of the measured profiles by an array of points can be applied to software for measuring machines.

Coordinate measurement, compressor blade, freeform surface, section, complex of geometrical parameters, model, interval estimate of uncertainty.

References

1. Lewis W.J., Brew J.S., Bryanston-Cross P., Nawasra J. Form-finding as a modelling tool for shaping mechanical components: A feasibility case study of an axial-flow compressor blade. *Engineering Structures*. 2011. V. 33, Iss. 9. P. 2612-2620. DOI: 10.1016/j.engstruct.2011.05.008

2. Savio E., De Chiffre L., Schmitt R. Metrology of freeform shaped parts. *CIRP Annals-Manufacturing Technology*. 2007. V. 56, Iss. 2. P. 810-835. DOI: 10.1016/j.cirp.2007.10.008

3. Rak A., Wozniak A. Probe Radius Correction Methods – Review and Comparison of Existing Methods. *Journal of Automation Mobile Robotics & Intelligent Systems*. 2009. V. 3, Iss. 4. P. 169-171.

4. Walton K., Blunt L., Fleming L., Goodhand M., Lung H. Areal parametric characterisation of ex-service compressor blade leading edges. *Wear*. 2014. V. 321. P. 79-86. DOI: 10.1016/j.wear.2014.10.007

5. Evaluation of measurement data - Guide to the expression of uncertainty in measurement. Propagation distributions using a Monte Carlo method. JCGM. Elseiver, 2008. 120 p.

6. Rajamohan G., Shunmugam M.S., Samuel G.L. Effect of probe size and measurement strategies on assessment of freeform profile deviations using coordinate measuring machine. *Measurement*. 2011. V. 44, Iss. 5. P. 832-841. DOI: 10.1016/j.measurement.2011.01.020

7. Lee K. *Osnovy SAPR (CAD/CAM/CAE)* [Foundations of CAD (CAD/CAM/CAE)]. Saint-Petersburg: Piter Publ., 2004. 560 p.

8. Powell M.J.D. A fast algorithm for nonlinearly constrained optimization calculations, numerical analysis. *Numerical Analysis*. 1978. V. 630. P. 144-157.

9. Shunmugam M.S., Radhakrishnan G. Comparison of difference methods for computing the two-dimensional envelope for surface finish measurements. *Computed Aided Design*. 1976. V. 8, Iss. 2. P. 89-83. DOI: 10.1016/0010-4485(76)90090-7

Citation: Pechenin V.A., Bolotov M.V., Ruzanov N.V., Yanyukina M.V. Study of uncertainty of measuring geometrical parameters of gas turbine engine compressor blade profiles. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 162-170. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-162-170

About the authors

Pechenin Vadim Andreevich, postgraduate student of the Department of Engine Production Technology, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: vadim.pechenin2011@yandex.ru. Area of Research: coordinate measurements, assembly processes.

Bolotov Michael Alexandrovich, Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Engine Production Technology, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: maikl.bol@gmail.com. Area of Research: coordinate measurements, assembly processes.

Ruzanov Nikolay Vladimirovich, postgraduate student of the Department of Engine Production Technology, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: kinform_@mail.ru. Area of Research: coordinate measurements, software development.

Yanukina Marija Viktorovna, postgraduate student of the Department of Engine Production Technology, Samara National Research University, Samara, Russian Federation. E-mail: mary392@mail.ru. Area of Research: dimensional chains, coordinate measuring.

УДК 629.7.054: 53.089.6 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-171-182*

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ХАРАКТЕРИСТИК ИЗМЕРИТЕЛЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ПОСРЕДСТВОМ ФИЛЬТРА КАЛМАНА И ВАРИАЦИИ АЛЛАНА

© 2016 Д. А. Кутовой, О. И. Маслова, С. Ю. Перепёлкина,
Ю. С. Тиунов, А. А. Федотов

Акционерное общество «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А. Семихатова», г. Екатеринбург

Предложена методика оценки основных характеристик инерциальных измерителей угловой скорости среднего и низкого классов точности, включая шумовые составляющие измерительного канала. Методика основана на обработке выходной информации измерителя посредством дискретного фильтра Калмана и метода вариации Аллана. Оцениваемыми характеристиками являются погрешности масштабного коэффициента и смещения нулевого сигнала, а также ряд типовых шумовых составляющих. Приведены оценки уровня методической погрешности для рассматриваемой методики на основе математического моделирования измерительной информации с внесением в неё различного рода оцениваемых погрешностей. Практическая апробация данной методики показана на примере обработки результатов испытаний, проведённых для двух инерциальных измерителей, основанных на различных принципах действия. Один из них – прибор ВГ910-МК470 разработки ЗАО «Физоптика», г. Арзамас, содержащий один волоконно-оптический гироскоп среднего класса точности, второй – прибор ADIS16405 разработки Analog Devices (США), реализованный на базе трёх микромеханических гироскопов низкого класса точности.

Инерциальный измеритель угловой скорости, волоконно-оптический гироскоп, микромеханический гироскоп, фильтр Калмана, вариация Аллана, стендовые испытания.

Введение

В настоящей работе рассмотрены методические аспекты оценки основных характеристик инерциальных измерителей угловой скорости в части погрешностей масштабного коэффициента и смещения нулевого сигнала, а также ряда типовых шумовых составляющих измерительного канала.

Раздел методики, касающийся оценки погрешностей масштабного коэффициента и смещения нулевого сигнала, предназначен к использованию, в первую очередь, для инерциальных измерителей угловой скорости среднего и низкого классов точности. К таким измерителям относятся, например, ряд волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) и микромеханические гироскопы (ММГ).

Характерной особенностью средне- и низкоточных измерителей угловой скорости является их «нечувствительность» в стационарных условиях неподвижного основания к вектору угловой скорости вращения Земли $\vec{\Omega}$. Указанное обстоятельство делает неэффективным использование классических методов калибровки, которые базируются на показаниях, полученных при выставке измерительных осей чувствительных элементов в различные характерные положения относительно вектора $\vec{\Omega}$. В связи с этим исследование средне- и низкоточных измерителей угловой скорости проводилось в условиях

Цитирование: Кутовой Д.А., Маслова О.И., Перепёлкина С.Ю., Тиунов Ю.С., Федотов А.А. Методика оценки характеристик измерителя угловой скорости посредством фильтра Калмана и вариации Аллана // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 171-182. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-171-182

подвижного основания на одноосном стенде качания отработочной позиции АО «НПО автоматики имени академика Н.А. Семихатова», г. Екатеринбург (НПОА). При этом оценка погрешностей осуществлялась посредством дискретного фильтра Калмана путём сравнительного анализа оценок, полученных на основе выходной информации исследуемого образца инерциального измерителя и высокоточного синусно-косинусного датчика угла (СКДУ), также установленного на стенде качания.

Второй раздел методики, касающийся оценки типовых шумовых составляющих измерительного канала, в отличие от первого не зависит от класса точности измерителя и строится на обработке показаний, зарегистрированных в стационарном положении прибора при длительном интервале наблюдения (1.5,..., 3.0 ч и более) в запуске. Обработка проводится по методу вариации Аллана [1].

Согласно руководству [2] идентификация типовых шумовых составляющих осуществляется путём нахождения соответствующих коэффициентов полиномиального разложения кривой вариации Аллана $\sigma_A^2(\tau)$. При этом определение коэффициентов аппроксимирующего полинома базируется на использовании способа многопараметрической оптимизации нелинейной целевой функции [3].

Описанная методика реализована посредством специализированного программно-математического обеспечения разработки НПОА и успешно апробирована на двух образцах измерителей угловой скорости среднего и низкого классов точности – приборе ВГ910-МК470 разработки ЗАО «Физоптика» (г. Арзамас) с аналоговым выходом и приборе ADIS16405 разработки Analog Devices (США) с цифровым выходом соответственно.

Оценка точностных характеристик измерителя угловой скорости посредством дискретного фильтра Калмана

Подвижное основание для проведения исследований точностных характеристик измерителя угловой скорости реализовано посредством одноосного стенда качания. Испытываемый образец размещается на стенде таким образом, чтобы его исследуемая измерительная ось была номинально сонаправлена с осью качания. Параметры изменения угла заклона стенда задаются программно в виде синусно-косинусных гармонических колебаний с определёнными периодом и амплитудой и регистрируются в том числе с помощью высокоточного СКДУ, установленного непосредственно на оси качания стенда [4]. Определение погрешностей масштабного коэффициента и смещения нулевого сигнала в условиях колебаний стенда качания основано на обработке посредством дискретного фильтра Калмана значений углов заклона стенда по информации СКДУ и тех же углов заклона, полученных путём интегрирования угловой скорости, поступающей с выхода исследуемого измерителя угловой скорости.

При формировании рекуррентного дискретного фильтра Калмана принята следующая модель измеряемого угла заклона стенда качания:

$$\varphi(t) = A\sin\left(\frac{2\pi}{T}t + \psi_0\right) + \varphi_0 + \omega_0 t + \dot{\omega}_0\frac{t^2}{2},$$

где $\varphi(t)$ – измеряемый угол заклона стенда качания; A – амплитуда гармонических колебаний; T – период гармонических колебаний; t – текущее время записи информации в запуске; ψ_0 – начальная фаза гармонических колебаний; φ_0 – отклонение оси колебаний от нулевого значения; ω_0 – угловая скорость, эквивалентная смещению нулевого сигнала; $\dot{\omega}_0$ – линейное изменение ω_0 в течение запуска.

Следует отметить, что в случае обработки сигнала СКДУ оценку угла φ_0 можно интерпретировать как суммарную оценку отклонения оси качания и смещения нулевого сигнала в течение запуска, а оценку угловой скорости ω_0 – как дрейф угла φ_0 в течение запуска.

На каждом дискретном i-м шаге обработки в качестве вектора состояния (вектора оценок) принимается вектор:

$$\hat{X}_i = \left(\hat{X}_{1i} \quad \hat{X}_{2i} \quad \hat{X}_{3i} \quad \hat{X}_{4i} \quad \hat{X}_{5i} \right)^T,$$

где $\hat{X}_{1i} = A\sin\left(\frac{2\pi}{T} t_i + \psi_0 \right)$,

$\hat{X}_{2i} = A\cos\left(\frac{2\pi}{T} t_i + \psi_0 \right)$,

$\hat{X}_{3i} = \varphi_i = \varphi_0 + \omega_0 t_i + \dot{\omega}_0 \frac{t^2}{2}$,

$\hat{X}_{4i} = \omega_i = \omega_0 + \dot{\omega}_0 t_i$,

$\hat{X}_{5i} = \dot{\omega}_0$ – текущая оценка нестабильности смещения нулевого сигнала в запуске,

$t_i = (i-1)\Delta t_i$ – текущее дискретное время запуска с шагом опроса измерителя Δt_i.

При этом переходная матрица состояния Φ_i имеет следующий вид:

$$\Phi_i = \left[\begin{array}{c|c|c|c|c} \cos\left(\frac{2\pi}{T} \Delta t_i \right) & \sin\left(\frac{2\pi}{T} \Delta t_i \right) & 0 & 0 & 0 \\ \hline -\sin\left(\frac{2\pi}{T} \Delta t_i \right) & \cos\left(\frac{2\pi}{T} \Delta t_i \right) & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & 0 & 1 & \Delta t_i & \frac{\Delta t_i^2}{2} \\ \hline 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t_i \\ \hline 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{array} \right].$$

Оценка вектора состояния $\hat{X}_i$ вычисляется в соответствии с рекуррентным алгоритмом дискретного фильтра Калмана [5], в котором текущая оценка, полученная на основе принятой модели динамической системы, корректируется с поступлением следующего измерения. Далее на основании оценки $\hat{X}_i$ вычисляют амплитуду $\hat{A}_i$ и угловую скорость $\hat{\omega}_0$ гармонических колебаний стенда качания как:

$$\hat{A}_i = \sqrt{\left(\hat{X}_{1i} \right)^2 + \left(\hat{X}_{2i} \right)^2}, \quad \hat{\omega}_0 = \hat{X}_{4i} - \hat{X}_{5i} t_i.$$

Погрешность масштабного коэффициента тарируемого измерителя угловой скорости $\Delta\rho^{И}$ оценивается по формуле

$$\Delta\rho^{И} = \left(\hat{A}^{И} - \hat{A}^{СКДУ} \right) / \hat{A}^{СКДУ}. \qquad (1)$$

Поскольку модель погрешностей СКДУ [6; 7] не предусматривает дрейф смещения нулевого сигнала датчика, то оценка $\Delta\hat{\omega}_0^{СКДУ}$, полученная по результатам обработки измерений СКДУ, характеризует только дрейф положения оси колебаний стенда качания в процессе запуска. Соответственно для измерителя угловой скорости оценку погрешности смещения нулевого сигнала $\Delta\omega_0^{И}$ и его дрейфа $\Delta\dot{\omega}_0^{И}$ определяют следующим образом:

$$\Delta\omega_0^{И} = \Delta\hat{\omega}_0^{И} - \Delta\hat{\omega}_0^{СКДУ}, \qquad (2)$$

$$\Delta\dot{\omega}_0^{И} = \Delta\hat{\dot{\omega}}_0^{И} - \Delta\hat{\dot{\omega}}_0^{СКДУ}. \qquad (3)$$

Оценка методической погрешности предложенного способа тарировки проводилась по специальной программе разработки НПОА путём математического моделирования угла заклона стенда качания $\varphi_{СТ}(t_i)$ и соответствующих показаний датчика СКДУ $\varphi^{СКДУ}(\tilde{t}_i)$ и измерителя угловой скорости $\omega^{И}(\tilde{t}_i)$.

Модель угла заклона стенда качания в условиях гармонических колебаний с учётом дрейфа оси качания представляется в следующем виде:

$$\varphi_{СТ}(t_i) = (A + \Delta A)\sin\left(\frac{2\pi}{T} t_i \right) + \varphi_0 +$$

$$+ (\omega_0 + \Delta\omega_0) t_i + \dot{\omega}_0 \frac{t_i^2}{2},$$

где ΔA, $\Delta\omega_0$ – шумы системы, рассматриваемые как гауссовский белый шум с нулевым математическим ожиданием.

Модель измерений СКДУ $\varphi^{СКДУ}(\tilde{t}_i)$, включающая шум аналого-цифрового преобразования Δd_1, квантование выходного сигнала по уровню d_1 и с учётом разрядности цифрового представления сигнала d_2, а также неравномерность шага съёма информации $\tilde{t}_i = t_i + \Delta\tilde{t}_i$, записывается в виде:

$$\varphi^{СКДУ}(\tilde{t}_i) = \left[\frac{\left[\varphi_{СТ}(t_i)/d_1\right]_{ЦЧ} d_1 + \Delta d_1}{d_2} \right]_{ЦЧ} d_2,$$

где $[...]_{ЦЧ}$ – операция взятия целой части числа; Δd_1 и $\Delta\tilde{t}_i$ – шумы системы, рассматриваемые как гауссовский белый шум с нулевым математическим ожиданием.

Модель выходной информации измерителя угловой скорости $\omega^{И}(\tilde{t}_i)$ с учётом разрядности цифрового представления сигнала $d_{И}$ определяется как

$$\omega^{И}(\tilde{t}_i) = \left[\frac{\dot{\varphi}_{СТ}(\tilde{t}_i)\cos(\Delta\vartheta + \delta\Delta\vartheta)}{d^{И}} + \right.$$
$$\left. + \frac{\left(\omega_0^{И} + \delta\Delta\omega_0^{И}\right) + \dot{\omega}_0^{И}\tilde{t}_i}{d^{И}} \right]_{ЦЧ} d^{И},$$

где $\Delta\vartheta$ – угол между измерительной осью датчика и осью качания стенда; $\delta\Delta\vartheta$ и $\delta\Delta\omega_0^{И}$ – нестабильность угла $\Delta\vartheta$ и смещения нулевого сигнала $\Delta\omega_0^{И}$ в запуске соответственно, рассматриваемые как гауссовский белый шум с нулевым математическим ожиданием.

Обработка моделируемых сигналов $\varphi^{СКДУ}(\tilde{t}_i)$ и $\varphi^{И}(\tilde{t}_i) = \int_0^{\tilde{t}_i} \omega^{И}(\tau)\,d\tau$, подаваемых на вход дискретного фильтра Калмана, и сравнение полученных оценок (1) – (3) показали [4], что с доверительной вероятностью $\gamma = 0.999$ методическая погрешность оценки масштабного коэффициента $\Delta\rho^{И}$ находится в интервале $[-0.008; 0.0498]\%$; смещение нулевого сигнала $\Delta\omega_0^{И}$ не превышает ~0.8 % от заданной величины; дрейфа нулевого сигнала $\Delta\dot{\omega}_0^{И}$ не превышает ~3.4 % от заданной величины.

Полученные по результатам моделирования оценки методической погрешности величин $\Delta\rho^{И}$ и $\Delta\omega_0^{И}$ не превышают уровня случайных составляющих соответствующих погрешностей, характерных для измерителей угловой скорости среднего и низкого классов точности.

В связи с этим изложенный способ тарировки посредством дискретного фильтра Калмана может быть использован для измерителей угловой скорости среднего и низкого классов точности [8], для которых случайные составляющие погрешности от запуска к запуску (σ) в части масштабного коэффициента превышают уровень 0.05%, а в части смещения нулевого сигнала превышают уровень 0.0004 угл.град/с [4].

Оценка шумовых составляющих измерительного канала посредством метода вариации Аллана

Оценка шумовых составляющих измерительного канала по методу вариации Аллана строится на обработке показаний измерителя, зарегистрированных в течение длительного интервала наблюдения при стационарном положении самого измерителя. При этом каких-то специальных требований к его ориентации относительно измеряемой величины не предъявляется.

Формула для расчёта вариации Аллана $\sigma_A^2(\tau)$ при условии равномерного шага опроса инерциального измерителя имеет следующий вид:

$$\sigma_A^2(\tau)=\frac{\sum_{n=0}^{L-2l}\left[\sum_{i=1}^{l}\left(\Delta N(t_{n+i})-\Delta N(t_{n+l+i})\right)\right]^2}{2\tau^2(L-2l+1)},$$

где $\tau = l\Delta t$ – интервал осреднения данных измерителя; l – количество опросов на интервале осреднения $(l=1,2,...\le L/2)$; L – общее количество опросов в обрабатываемом наборе информации; $\Delta t=(t_i-t_{i-1})$ – шаг опроса данных измерителя; $\Delta N(t_i)$ – данные инерциального измерителя за шаг опроса Δt.

Длительность интервала наблюдения определяется количеством измерений, необходимых для достижения требуемой точности оценки шумовых характеристик. В теории [2] расчёт вариации Аллана предполагается проводить на интервале $0<\tau\le L/2$ с шагом съёма первичной измерительной информации Δt при общем количестве опросов измерителя в запуске L.

Однако на практике, с целью сокращения времени вычислений в 10^3 раз с одновременным сохранением точности вычислений, расчёт вариации Аллана $\sigma_A^2(\tau)$ предлагается осуществлять с сохранением равномерности шага осреднения в логарифмическом масштабе [3].

При этом формула для вычисления интервала осреднения данных принимает следующий вид:

$$\{\tau_k\}=\left\{\Delta t\left[2^{0,1k}\right]_{ЦЧ}\right\},$$

где

$k=0,1,...,NK$ и $NK=10\left[\log_2(L/2)\right]_{ЦЧ}$.

Оценка шумовых составляющих измерительного канала осуществляется путём представления вариации Аллана $\sigma_A^2(\tau)$ посредством аппроксимирующего полинома $p_A^2(\tau)$ следующего вида [2]:

$$\sigma_A^2(\tau)\approx p_A^2(\tau)=$$
$$=R^2\frac{\tau^2}{2}+K^2\frac{\tau}{3}+B^2\frac{2}{\pi}\ln 2+N^2\frac{1}{\tau}+Q^2\frac{3}{\tau^2}, \quad (4)$$

где коэффициенты R, K, B, N, Q связаны определёнными соотношениями [2; 9] с известными типовыми шумовыми составляющими – трендом выходного сигнала, случайным блужданием скорости изменения выходного сигнала, нестабильностью смещения нулевого сигнала, случайным блужданием выходного сигнала и шумом квантования соответственно.

При этом на $\sigma_A(\tau)$-графике кривой вариации Аллана, построенном по квадратному корню из значений вариации Аллана $\sigma_A^2(\tau)$ относительно интервала осреднения τ в логарифмическом масштабе по обеим осям, коэффициенты R, K, B, N, Q соответствуют участкам с наклонами «1», «½», «0», «–½», и «–1» [2; 9].

Известно [3; 10; 11], что классическое применение метода наименьших квадратов (МНК) для определения численных значений коэффициентов R^2, K^2, B^2, N^2, Q^2 полинома $p_A^2(\tau)$ может дать некорректный результат в виде отрицательных значений, что, в свою очередь, не позволит сделать физическую интерпретацию полученных оценок. В связи с этим вместо МНК предлагается использовать способ многопараметрической оптимизации, заключающийся в минимизации по набору коэффициентов R^2, K^2, B^2, N^2, Q^2 для заданного набора интервалов осреднения $\{\tau_k\}$ нелинейной целевой функции вида [3]:

$$\sum_{k=0}^{K}\left|\ln\left(\sigma_A^2(\tau_k)\right)-\ln\left(p_A^2(\tau_k)\right)\right|\to \xrightarrow{R^2,K^2,B^2,N^2,Q^2}\min.$$

Апробация методики на образцах углоизмерительных приборов

Описанная методика прошла практическую апробацию при обработке результатов испытаний двух образцов измерителей – прибора ВГ910-МК470 разработки ЗАО «Физоптика», г. Арзамас, содержащего один ВОГ среднего класса точности, и прибора ADIS16405 разработки Analog Devices (США), реализованного на базе трёх ММГ низкого класса точности. Информация с выхода обоих приборов пропорциональна значению проекции вектора угловой скорости на соответствующую измерительную ось в момент опроса.

Практическая оценка погрешностей масштабного коэффициента, смещения нулевого сигнала и дрейфа нулевого сигнала с использованием фильтра Калмана сделана по девяти запускам с прибором ВГ910-МК470 длительностью и по десяти запускам с прибором ADIS16405. Запись выходной информации с приборов осуществлялась в течение 15 мин с шагом опроса (0.001 – 0.010) с и (0.002 – 0.003) с соответственно. Результаты статистической обработки – математическое ожидание (м.о.) и среднее квадратичное отклонение (СКО) для каждой оцениваемой характеристики – представлены в табл. 1.

Таблица 1. Оценка погрешностей масштабного коэффициента, смещения нулевого сигнала и дрейфа нулевого сигнала с использованием фильтра Калмана по результатам испытаний прибора ВГ910-МК470 (девять запусков) и прибора ADIS16405 (десять запусков)

Прибор		Погрешность масштабного коэффициента, % $\Delta\rho^{II}$		Погрешность смещения нулевого сигнала, угл.град/с $\Delta\omega_0^{II}$		Погрешность дрейфа нулевого сигнала, угл.град/с$^2\times10^{-5}$ $\Delta\dot{\omega}_0^{II}$	
		М.о.	СКО (σ)	М.о.	СКО (σ)	М.о.	СКО (σ)
ВГ910-МК470		1.85	0.43	-0.04	0.04	-1.86	4.49
ADIS16405	Ось *X*	-0.09	1.00	-0.58	0.17	-4.14	11.67
	Ось *Y*	0.21	0.82	-0.04	0.10	11.90	26.61
	Ось *Z*	-0.28	0.91	0.11	0.02	0.03	8.40

Как следует из данных табл. 1, средние значения величин погрешностей $\Delta\rho^{II}$, $\Delta\omega_0^{II}$ и $\Delta\dot{\omega}_0^{II}$ для прибора ВГ910-МК470 находятся на уровне $1.85\,\%$, (-0.04) угл.град/с, и $\left(-1.86\cdot10^{-5}\right)$ угл.град/с^2 соответственно.

Для прибора ADIS16405 средние значения аналогичных величин погрешностей, сделанные по трем измерительным осям *X*, *Y* и *Z*, находятся на уровне $(-0.09)\%$, (-0.58) угл.град/с и $\left(-4.14\cdot10^{-5}\right)$ угл.град/с^2 (ось *X*); $0.21\,\%$, (-0.04) угл.град/с и $11.90\cdot10^{-5}$ угл.град/с^2 (ось *Y*); $(-0.28)\%$, 0.11 угл.град/с и $0.03\cdot10^{-5}$ угл.град/с^2 (ось *Z*).

Для обоих приборов статистические оценки являются достоверными, т.к. их уровень значительно превышает рассчитанную ранее величину методической погрешности $\Delta\rho^{II}$ и $\Delta\omega_0^{II}$.

Практическая оценка шумовых составляющих измерительных каналов проведена по шести запускам с прибором ВГ910-МК470 и по трём запускам с прибором ADIS16405. Запись выходной информации с приборов осуществлялась в течение 1.5 ч с шагом опроса 0.010 с и в течение 3 ч с шагом опроса 0.003 с соответственно.

На рис. 1 и 2 показаны $\sigma_A(\tau)$-графики кривой вариации Аллана, построенные по результатам прогонов с приборами ВГ910-МК470 и ADIS16405

(для измерительного канала по оси *X*) соответственно. При этом в обработку для построения кривой вариации Аллана взяты приращения углов, вычисленные как текущие значения угловой скорости, умноженные на шаг опроса данных измерителя: $\Delta\varphi(t_i) = \omega(t_i)\Delta t$. В виде двух пунктирных линий на рисунках показаны соответствующие наклоны кривой вариации Аллана для заявленных разработчиками приборов величин шумовых составляющих измерительного канала – нестабильности смещения нулевого сигнала (наклон «0») и углового случайного дрейфа (наклон «–½»).

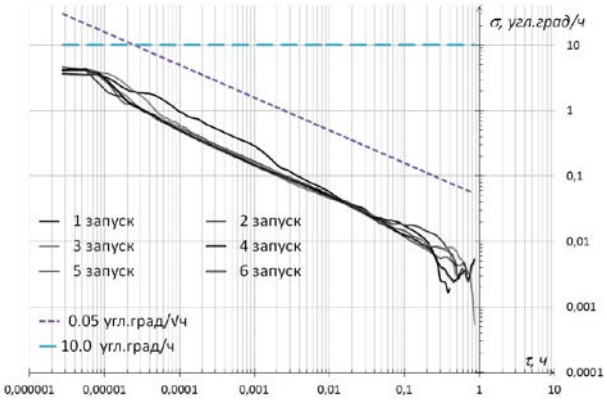


Рис. 1. Вид $\sigma_A(\tau)$-графика вариации Аллана для шести запусков с прибором ВГ910-МК470 и пунктирных линий, соответствующих заявленным разработчиком прибора характеристикам

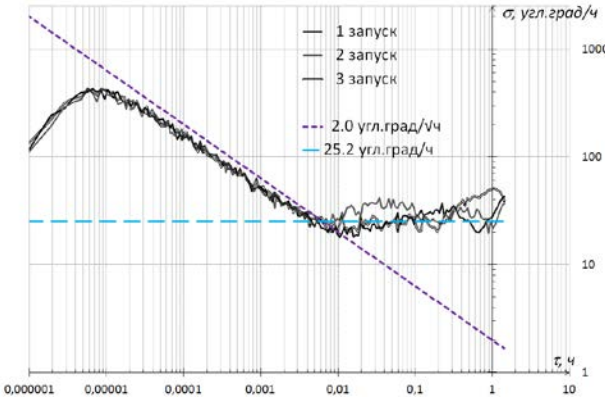


Рис. 2. Вид $\sigma_A(\tau)$-графика вариации Аллана для трёх запусков с прибором ADIS16405 (ось X) и пунктирных линий, соответствующих заявленным разработчиком прибора характеристикам

Как следует из рис. 1, на $\sigma_A(\tau)$-графике кривой вариации Аллана характерный наклон «–1» отсутствует, наклон «–½» присутствует в явном виде, наклон «0» не имеет ярко выраженного характера. Отсутствие наклонов «½» и «1» связано, в первую очередь, с ограниченностью имеющегося интервала записи данных с выхода прибора ВГ910-МК470. Таким образом, оценке подлежит только коэффициент N, характеризующийся наклоном «–½» и соответствующий величине случайного блуждания угла.

В части наклонов «–1», «–½»,«½» и «1» на графике рис. 2 получены аналогичные заключения, что и для рис. 1. Отличие рис. 2 от рис. 1 заключается в присутствии участка с наклоном «0». В связи с этим для прибора ADIS16405 наряду с коэффициентом N дополнительно можно оценить и коэффициент B, соответствующий нестабильности смещения нулевого сигнала.

Следует также заметить, что «неклассический» вид начального участка $\sigma_A(\tau)$-графика на рис. 2 обусловлен коррелированностью соседних значений измерительной информации [12], связанной с предобработкой (сглаживанием) первичной информации в самом приборе ADIS16405 [13]. В дальнейшем планируется доработать рассматриваемую методику в части анализа коррелированных шумовых составляющих вариации Аллана.

Результаты статистической обработки запусков по обоим приборам приведены в табл. 2.

Таблица 2. Оценка шумовых составляющих в измерительной информации приборов ВГ910-МК470 и ADIS16405 по методу вариации Аллана

Прибор		Случайное блуждание угла, угл.град/√ч N			Нестабильность смещения нулевого сигнала, угл.град/ч B		
		Допуск по паспорту разработчика, не более	М.о.	СКО (σ)	Допуск по паспорту разработчика, не более	М.о.	СКО (σ)
ВГ910-МК470		0.050	0.005	0.001	10.0	– *	–
ADIS16405	Ось *X*	2.0	1.890	0.041	25.2	36.950	3.824
	Ось *Y*		1.648	0.005		31.058	1.409
	Ось *Z*		1.463	0.029		30.724	8.008
Примечание: *Символ «–» указывает на отсутствие данных.							

Анализ данных табл. 2 в части прибора ВГ910-МК470 показал, что среднее значение коэффициента N, полученное на уровне ~0.005 угл.град/√ч при СКО ~0.001 угл.град/√ч, не превышает заявленного разработчиком значения 0.050 угл.град/√ч. Оценки коэффициента B, имеющие большой разброс от запуска к запуску, ввиду своей недостоверности не приводятся. В связи с тем, что на рис.1 пунктирная горизонтальная линия, характеризующая заявленную разработчиком величину, находится выше участка перехода $\sigma_A(\tau)$-графиков от наклона «–½» к неявно выраженному наклону «0», можно сказать, что нестабильность смещения нулевого сигнала не превышает заявленного разработчиком значения.

Анализ данных табл. 2 в части прибора ADIS16405 показал следующее:

- средние значения коэффициента N по осям *X*, *Y* и *Z*, полученные на уровне ~(1.890, 1.648 и 1.463) угл.град/√ч при СКО ~(0.041, 0.005 и 0.029) угл.град/√ч соответственно, не превышают заявленного разработчиком значения 2.0 угл.град/√ч;

- средние значения коэффициента B по осям *X*, *Y* и *Z*, полученные на уровне ~(36.950, 31.058 и 30.724) угл.град/ч при СКО ~(3.824, 1.409 и 8.008) угл.град/ч соответственно, превышают паспортное значение 25.2 угл.град/ч на множители ~(1/0.81, 1/0.68 и 1/0.82). В то же время следует отметить соответствие исследуемого участка кривой вариации Аллана в запусках величине 25.2 угл.град/ч (пунктирная горизонтальная линия на рис. 2), заявленной разработчиком [13] как нестабильность смещения нулевого сигнала в запуске.

Сопоставляя рис. 2 с приведённым разработчиком [13] графиком вариации Аллана, можно утверждать, что в документации на прибор ADIS16405 при определении нестабильности смещения нулевого сигнала в запуске не учтён множитель $\sqrt{\frac{2}{\pi}\ln 2} \approx 0.664$, стоящий при B в формуле (4). Данный множитель (названный в работе [14] коэффициентом нестабильности нуля гироскопа) определяет соответствующий коэффициент пересчёта, равный 1/0.664.

С учётом указанной правки нестабильность смещения нулевого сигнала должна находиться на уровне 38.0 угл.град/ч вместо заявленного значения 25.2 угл.град/ч. При этом полученные опытным путём оценки коэффициента B будут находиться в допуске.

Заключение

Разработана методика, позволяющая оценить ряд точностных характеристик инерциальных измерителей угловой скорости посредством фильтра Калмана и ряд типовых шумовых составляющих измерительного канала посредством вариации Аллана.

Изложены результаты практической апробации данной методики на примере исследования на позициях НПОА двух инерциальных измерителей угловой скорости, основанных на различных принципах действия: прибора ВГ910-МК470 среднего класса точности и прибора ADIS16405 низкого класса точности. Для рассматриваемых образцов приборов приведены статистические оценки масштабного коэффициента и смещения нулевого сигнала, сделанные согласно предложенному способу тарировки, а также некоторых шумовых составляющих измерительных каналов, полученных по методу вариации Аллана.

Библиографический список

1. Allan D.W. Statistics of atomic frequency standards // Proceedings of the IEEE. 1966. V. 54, Iss. 2. P. 221-230. DOI: 10.1109/proc.1966.4634

2. IEEE Standard 1554-2005 IEEE Recommended Practice for Inertial Sensor Test Equipment, Instrumentation, Data Acquisition, and Analysis.

3. Кутовой Д.А., Маслова О.И., Перепёлкина С.Ю., Федотов А.А. К вопросу оценки шумовых составляющих измерительного тракта по методу вариации Аллана // Гироскопия и навигация. 2015. № 2(89). С. 30-39.

4. Маслова О.И., Тиунов Ю.С. Оценка погрешностей измерителя угловой скорости по результатам испытаний на стенде качания // Сборник тезисов VII научно-технической конференции молодых специалистов «Ракетно-космическая техника». Сер. XI. Системы управления ракетных комплексов. Екатеринбург: НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова, 2015. С. 116-117.

5. Медич Дж. Статистически оптимальные линейные оценки и управление. Москва: Энергия, 1973. 440 с.

6. Арендт В.Р., Сэвент К.Дж. Практика следящих систем. Москва: Госэнергоиздат, 1962. 556 с.

7. Попков С.Л. Следящие системы. Москва: Высшая школа, 1963. 304 с.

8. Листвин В.Н., Логозинский В.Н. Миниатюрные волоконно-оптические гироскопы // Радиотехника и электроника. 2005. Т. 50, № 6. С. 742-750.

9. IEEE Standard 952-1997. IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros.

10. Кутовой Д.А., Ситников П.В., Федотов А.А., Якимов В.Л. Оценка основных характеристик бесплатформенного инерциального блока с использованием вариации Аллана // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 1(43). С. 201-209.

11. Щербицкий Д.С., Дружинин П.В. Определение коэффициентов модели случайной погрешности волоконно-оптического гироскопа методом регрессионного анализа // Материалы XVI конференции молодых учёных «Навигация и управление движением». Санкт-Петербург: Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2014. С. 201-206.

12. Кутовой В.М., Кутовой Д.А., Маслова О.И., Перепёлкина С.Ю., Ситников П.В., Федотов А.А. Использование вариации Аллана для практического определения структуры шумов чувствительных элементов бесплатформенной инерциальной навигационной системы // Сборник материалов XXII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. Санкт-Петербург: Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. С. 229-233.

13. ADIS16400/ADIS16405. Analog Devices: Triaxial Inertial Sensor with Magnetometer. Data sheet. Rev. B. http://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/ADIS16400_16405.pdf

14. Матвеев В.В., Погорелов М.Г. Анализ погрешностей микромеханических гироскопов методом вариации Аллана // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2015. № 3. С. 123-135.

Информация об авторах

Кутовой Денис Алексеевич, инженер-конструктор, АО «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А. Семихатова», г. Екатеринбург. E-mail: kutovoidenis@mail.ru. Область научных интересов: измерительные средства и системы управления.

Маслова Ольга Ивановна, ведущий инженер-программист, АО «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А. Семихатова», г. Екатеринбург. E-mail: avt@npoa.ru. Область научных интересов: задачи инерциальной навигации, тарировка инерциальных измерителей.

Перепёлкина Светлана Юрьевна, главный специалист тематического подразделения, АО «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А. Семихатова», г. Екатеринбург. E-mail: avt@npoa.ru. Область научных интересов: измерительные средства и системы управления.

Тиунов Юрий Сергеевич, инженер-конструктор, АО «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А. Семихатова, г. Екатеринбург. E-mail: avt@npoa.ru. Область научных интересов: задачи инерциальной навигации, тарировка инерциальных измерителей.

Федотов Андрей Анатольевич, кандидат физико-математических наук, ведущий инженер-конструктор, АО «Научно-производственное объединение автоматики имени академика Н.А. Семихатова», г. Екатеринбург. E-mail: avt@npoa.ru. Область научных интересов: измерительные средства и системы управления.

PROCEDURE OF ESTIMATING CHARACTERISTICS OF ANGULAR VELOCITY METER USING THE KALMAN FILTER AND ALLAN VARIANCE

© 2016 D. A. Kutovoy, O. I. Maslova, S. Y. Perepelkina, Y. S. Tiunov, A. A. Fedotov

JSC «Scientific & Production Association of Automatics named after Academician N.A. Semikhatov», Yekaterinburg, Russian Federation

A procedure of assessing the main characteristics of angular velocity inertial meters of middle and low accuracy classes, including measuring channel noise terms is proposed. The procedure is based on the processing of the meter output information by means of the Kalman discrete filter and the Allan variance method. The characteristics to be estimated are: scale coefficient errors and zero signal shifts, as well as series of standard noise terms. Estimates of the method error level for the procedure under consideration are given on the basis of mathematical simulation of the measurement information and its correction with different estimated errors. An example of approbation of the technique is processing the results of tests conducted for two inertial meters based on different operating principles. One of them is the ADIS16405 device developed by Analog Devices (USA) on the basis of three micromechanical gyroscopes of low- accuracy class and the other is the ВГ910-МК470 device designed by Fizoptika, CJSC (Arzamas city) which consists of one fiber-optic gyroscope of the middle -accuracy class.

Allan variance, inertial angular velocity meter, bench test, Kalman filter, fiber-optic gyroscope, micromechanical gyroscope.

Citation: Kutovoy D.A., Maslova O.I., Perepelkina S.Y., Tiunov Y.S., Fedotov A.A. Procedure of estimating characteristics of angular velocity meter using the Kalman filter and Allan variance. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 171-180. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-171-182

References

1. Allan D.W. Statistics of atomic frequency standards. *Proceedings of the IEEE*. 1966. V. 54, Iss. 2. P. 221-230. DOI: 10.1109/proc.1966.4634

2. IEEE Standard 1554-2005 IEEE Recommended Practice for Inertial Sensor Test Equipment, Instrumentation, Data Acquisition and Analysis.

3. Kutovoi D.A., Maslova O.I., Perepelkina S. Yu., Fedotov A.A. Estimating the noise components of measurement channel by Allan variance method. *Gyroscopy and Navigation*. 2016. V. 7, Iss. 1. P. 18-23. DOI: 10.1134/s2075108716010077

4. Maslova O.I., Tiunov Y.S. Otsenka pogreshnostey izmeritelya uglovoy skorosti po rezul'tatam ispytaniy na stende kachaniya. *Sbornik tezisov VII nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh spetsialistov «Raketno-kosmicheskaya tekhnika». Ser. XI. Sistemy upravleniya raketnykh kompleksov*. Yekaterinburg: Scientific and Production Association of automatics named after academician N.A. Semikhatov Publ., 2015. P. 116-117. (In Russ.)

5. Medich Dzh. *Statisticheski optimal'nye lineynye otsenki i upravlenie* [Statistically-optimal linear estimates and control]. Moscow: Energiya Publ., 1973.440 p.

6. Arendt V.R., Sevent K.Dzh. *Praktika sledyashchikh system* [Practices of follow-up systems]. Moscow: Gosenergoizdat Publ., 1962. 556 p.

7. Popkov S.L. *Sledyashchie sistemy* [Follow-up systems]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1963. 304 p.

8. Listvin V.N., Logozinskii V.N. Miniature fiber-optic gyroscopes. *Journal of Communications Technology and Electronics*. 2005. V. 50, Iss. 6. P. 679-686.

9. IEEE Standard 952-1997. IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros.

10. Kutovoy D.A., Sitnikov P.V., Fedotov A.A., Yakimov V.L. Allan variance-based assessment of basic characteristics of a strapdown inertial sensing unit // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2014. No. 1(43). P. 201-209. (In Russ.)

11. Shcherbitskiy D.S., Druzhinin P.V. Opredelenie koeffitsientov modeli sluchaynoy pogreshnosti volokonno-opticheskogo giroskopa metodom regressionnogo analiza. *Materialy XVI konferentsii molodykh uchenykh «Navigatsiya i upravlenie dvizheniem»*. Saint Petersburg: Concern CSRI Elektropribor Publ., 2014. P. 201-206. (In Russ.)

12. Kutovoy V.M., Kutovoy D.A., Maslova O.I., Perepelkina S.U., Sitnikov P.V., Fedotov A.A. Ispol'zovanie variatsii Allana dlya prakticheskogo opredeleniya struktury shumov chuvstvitel'nykh elementov besplatformennoy inertsial'noy navigatsionnoy sistemy. *Sbornik materialov XXII Sankt-Peterburgskoy mezhdunarodnoy konferentsii po integrirovannym navigatsionnym sistemam*. Saint Petersburg: Concern CSRI Elektropribor Publ., 2015. P. 249-252. (In Russ.)

13. ADIS16400/ADIS16405. Analog Devices: Triaxial Inertial Sensor with Magnetometer. Data sheet. Rev. B. Available at: http://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/ADIS16400_16405.pdf

14. Matveev V.V., Pogorelov M.G. Error analysis of micromechanical gyroscopes by Allan variance. *Izvestia TulGu. Tecnicheskie nauki*. 2015. No. 3. P. 123-135. (In Russ.)

About the authors

Kutovoy Denis Alekseevich, design engineer, «Scientific & Production Association of Automatics named after Academician N.A. Semikhatov», JSC, Yekaterinburg, Russian Federation. E-mail: kutovoidenis@mail.ru. Area of Research: measuring devices and control systems.

Maslova Olga Ivanovna, Principal Software Engineer, «Scientific & Production Association of Automatics named after Academician N.A. Semikhatov», JSC, Yekaterinburg, Russian Federation. E-mail: avt@npoa.ru. Area of Research: problems of inertial navigation, calibration of inertial meters.

Perepelkina Svetlana Yurievna, Chief Officer of a special division, «Scientific & Production Association of Automatics named after Academician N.A. Semikhatov», JSC, Yekaterinburg, Russian Federation. E-mail: avt@npoa.ru. Area of Research: measuring devices and control systems.

Tiunov Yuriy Sergeevich, design engineer, «Scientific & Production Association of Automatics named after Academician N.A. Semikhatov», JSC, Yekaterinburg, Russian Federation. E-mail: avt@npoa.ru. Area of Research: problems of inertial navigation, calibration of inertial meters.

Fedotov Andrey Anatolievich, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Principal Design Engineer, «Scientific & Production Association of Automatics named after Academician N.A. Semikhatov», JSC, Yekaterinburg, Russian Federation. E-mail: avt@npoa.ru. Area of Research: measuring devices and control systems.

УДК 004.932.2 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-183-189*

МЕТОД СЖАТИЯ ИЗОБРАЖЕНИЙ В СИСТЕМАХ ДЗЗ БЕЗ ПОТЕРЬ

© 2016 Е. П. Петров, Н. Л. Харина, П. Н. Сухих

Вятский государственный университет, г. Киров

В статье предложен метод сжатия цифровых изображений без потерь, который требует для своей реализации минимальных вычислительных ресурсов и может быть эффективно использован в системах дистанционного зондирования Земли. Метод позволяет максимально удалить статистическую избыточность, присутствующую в изображениях, и не имеет спектральных преобразований. Цифровое изображение раскладывается на битовые плоскости, которые обрабатываются независимо друг от друга, что позволяет применить к ним параллельную обработку, и при этом отсутствует ограничение на разрядность изображения. Каждая битовая плоскость аппроксимируется двухмерным марковским дискретнозначным случайным полем. На основе теории условных марковских процессов осуществляется предсказание элементов битовой плоскости. Для предсказания используются только операции логического сравнения и не требуется вычислительных операций, таких как умножение, сложение, что позволяет увеличить скорость обработки изображений. Проведённые исследования показали, что метод не уступает по своей эффективности известным методам сжатия без потерь и значительно превосходит их по скорости обработки. Метод применим как к панхроматическим, так и цветным изображениям и может быть использован в любых системах обработки цифровых изображений.

Математическая модель цифровых изображений, процесс Маркова, матрица вероятностей перехода, предсказание элементов изображения, сжатие изображений без потерь.

Современные средства дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) формируют на борту космического аппарата (КА) большие объёмы информационных потоков, значительная часть которых связана с передачей цифровых изображений (ЦИ). Необходимость применения компрессии видеоинформации на борту КА обусловлена использованием датчиков, обеспечивающих съемку земной поверхности в различных спектральных диапазонах с максимально возможным пространственным разрешением. В настоящее время для кодирования ЦИ используются различные алгоритмы, базирующиеся на следующих основных методах: BTC (усеченное блочное кодирование), ДИКМ (дифференциальная импульсно-кодовая модуляция), DCT (дискретное косинусное преобразование), DWT (дискретное вейвлет-преобразование) [1; 2]. Большинство современных тяжёлых КА обладают энергетическими возможностями для обеспечения непрерывного режима передачи информации, требующего больших вычислительных ресурсов на борту КА. Наметившаяся в последнее время тенденция к «миниатюризации» космических средств наблюдения (малые КА) ведёт к ужесточению требований к эффективности использования энергетических ресурсов и не всегда позволяет реализовать вышеперечисленные методы сжатия ЦИ, особенно ЦИ с большим разрешением. Отсюда следует, что для сжатия ЦИ на борту малых КА необходимо решить задачу разработки новых методов, не уступающих по своей эффективности известным методам сжатия ЦИ и требующих меньших вычислительных ресурсов. В данной работе предлагается один из возможных методов сжатия ЦИ, удовлетворяющий указанным требованиям.

Цитирование: Петров Е.П., Харина Н.Л., Сухих П.Н. Метод сжатия изображений в системах ДЗЗ без потерь // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 183-189.
DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-183-189

Будем полагать, что g-разрядное ЦИ является двухмерным марковским процессом с несколькими состояниями $N = 2^g$ с вектором вероятностей начальных состояний $P = \|p_1, p_2, ..., p_N\|^T$ и матрицами вероятностей переходов (МВП) ${}^1\Pi$ и ${}^2\Pi$ из M_i в соседнее M_j состояние $(i, j \in N)$ по горизонтали и вертикали соответственно [3]:

$$ {}^1\Pi = \begin{Vmatrix} {}^1\pi_{11} & {}^1\pi_{12} & ... & {}^1\pi_{1N} \\ {}^1\pi_{21} & {}^1\pi_{22} & ... & {}^1\pi_{2N} \\ ... & ... & ... & ... \\ {}^1\pi_{N1} & {}^1\pi_{N2} & ... & {}^1\pi_{NN} \end{Vmatrix}, \quad {}^2\Pi = \begin{Vmatrix} {}^2\pi_{11} & {}^2\pi_{12} & ... & {}^2\pi_{1N} \\ {}^2\pi_{21} & {}^2\pi_{22} & ... & {}^2\pi_{2N} \\ ... & ... & ... & ... \\ {}^2\pi_{N1} & {}^2\pi_{N2} & ... & {}^2\pi_{NN} \end{Vmatrix}. \qquad (1) $$

Разработка метода сжатия ЦИ в таком представлении требует больших вычислительных ресурсов, особенно для ЦИ с большим разрешением (g>8). Поэтому предлагается разделить g-разрядное ЦИ на g разрядных двоичных изображений (РДИ) (рис. 1).

Каждое РДИ представляет собой двухмерный марковский процесс с двумя (N = 2) равновероятными состояниями $(p_1 = p_2)$ и МВП ${}^1\Pi$ и ${}^2\Pi$ из M_i в соседнее состояние M_j $(i, j \in N)$ по горизонтали и вертикали соответственно [3]:

$$ {}^1\Pi = \begin{Vmatrix} {}^1\pi_{11} & {}^1\pi_{12} \\ {}^1\pi_{21} & {}^1\pi_{22} \end{Vmatrix}, \ {}^2\Pi = \begin{Vmatrix} {}^2\pi_{11} & {}^2\pi_{12} \\ {}^2\pi_{21} & {}^2\pi_{22} \end{Vmatrix}. \qquad (2) $$

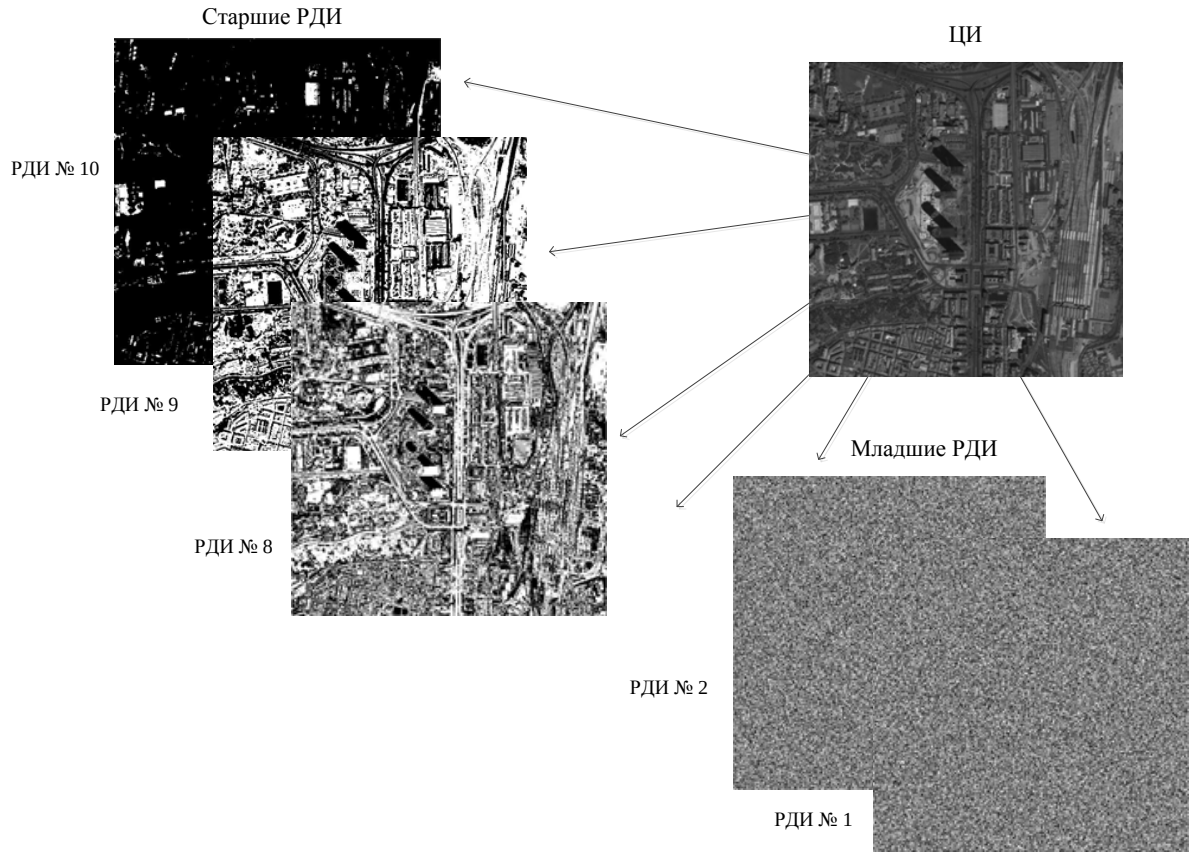


Рис. 1. Разделение панхроматического ЦИ на РДИ

Элементы МВП (2) удовлетворяют условиям нормировки

$$\sum_{j=1}^{N} {}^{q}\pi_{ij} = 1,\ i \in N,\ q = \overline{1,2} \qquad (3)$$

и стационарности

$$p_{\ i} = \sum_{j=1}^{N} p_j \pi_{ij},\ i \in N\ . \qquad (4)$$

РДИ представляет марковское случайное поле размером $m \times n$ на несимметричной полуплоскости, полученной классической развёрткой с левого верхнего угла слева направо вниз (рис. 2).

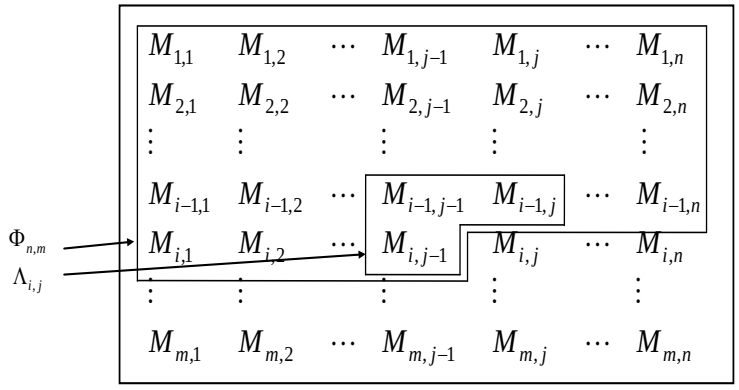


Рис. 2. Модель РДИ

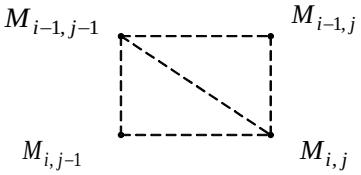


Рис. 3. Окрестность элемента РДИ

Состояние элемента $M_{i,j}\ (i \in m, j \in n)$ зависит только от известных элементов некоторого подмножества $\Lambda_{i,j}$, называемого окрестностью элемента $M_{i,j}$. Лучшим образом удовлетворяющей условию каузальности является конфигурация окрестности (рис. 3) [3]:

$$\Lambda_{i,j} = \left\{ M_{i,j-1}, M_{i-1,j}, M_{i-1,j-1} \right\}. \qquad (5)$$

Вероятности перехода от состояний элементов окрестности $\Lambda_{i,j}$ к состоянию $M_{i,j}$ образуют МВП вида [3]:

$$\Pi = \left\| \begin{matrix} \pi_{111} & \pi_{121} & \pi_{211} & \pi_{221} \\ \pi_{112} & \pi_{122} & \pi_{212} & \pi_{222} \end{matrix} \right\|^{T}. \qquad (6)$$

Основой алгоритма является процедура предсказания каждого элемента РДИ на основе известной окрестности $\Lambda_{i,j}$ и МВП (6), используя критерий максимальной вероятности. В результате предсказания формируется РДИ по следующему правилу – если элемент предсказан верно, то обозначим 0, иначе 1. При восстановлении РДИ нулевые элементы заменяются результатом предсказания, а единичные – инверсией результата предсказания.

В качестве примера на рис. 4*а*; 4*б* приведён результат предсказания старшего разряда панхроматического ЦИ (рис. 1); белым показаны области, присутствующие в битовом потоке (рис. 4*б*).

РДИ после предсказания представляет собой разреженную матрицу, что позволяет эффективно применять алгоритмы кодирования RLE и Хаффмана.

Приведём формализованное описание алгоритма [4; 5]:

1. ЦИ разбивается на g РДИ.
2. Для каждого РДИ вычисляются МВП по горизонтали ${}^{1}\Pi$ и вертикали ${}^{2}\Pi$ соответственно.
3. Исходя из МВП ${}^{1}\Pi$ и ${}^{2}\Pi$, вычисляется МВП ${}^{3}\Pi$.
4. Прогнозируется элемент $\hat{M}_{ij}$ на основе МВП Π и окрестности $\Lambda_{i,j}$.
5. Если $M_{ij} = \hat{M}_{ij}$, то элемент предсказан верно.

6. Если $M_{ij} \neq \hat{M}_{ij}$, элемент M_{ij} предсказан неверно.

7. Формируется РДИ после предсказания.

8. Одномерный поток сжимается кодом Хаффмана.

9. Полученные данные и служебная информация записываются в файл формата mrk.

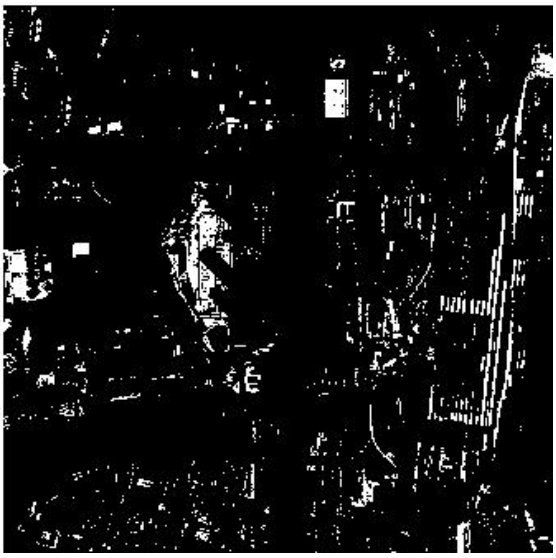


Рис. 4а. Старший разряд ЦИ

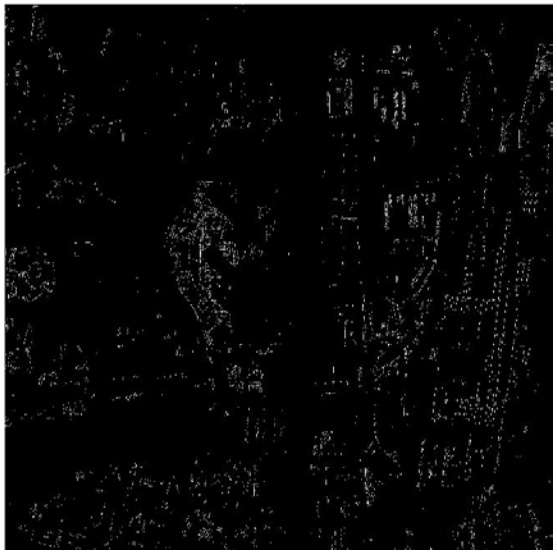


Рис. 4б. Сжатый старший разряд ЦИ

Младшие РДИ содержат значительные области с фоном, характеристики которого близки к белому гауссовскому шуму. Процедура предсказания в этом случае малоэффективна и поэтому данные РДИ подвергаются кодированию без процедуры предсказания. Для принятия решения о необходимости применения процедуры предсказания используется пороговое значение элементов ${}^1\pi_{ii}$ и ${}^2\pi_{ii}$ МВП (2), равное $H = 0{,}6$.

Для исследования эффективности предложенного алгоритма (выходной формат .mrk) произведено сжатие 100 снимков поверхности Земли с КА и беспилотного летательного аппарата (рис. 5). Исходное разрешение снимков 1920×1200 пикселей.



Рис. 5. Образцы тестовых снимков

В качестве аналогов представлены известные алгоритмы сжатия без потерь PNG (формат .png) и JPEG-LS (формат .jls). На рис. 6 представлены графики зависимости среднего коэффициента сжатия в зависимости от размера изображения. Для оценки быстродействия алгоритма на рис. 7 представлена зависимость скорости сжатия одного изображения (в МБ/с), от его размера.

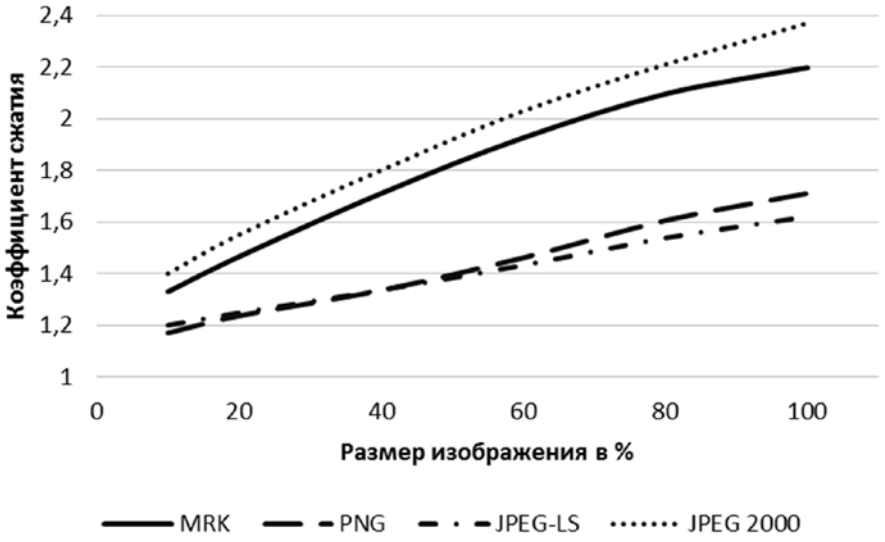


Рис. 6. Зависимость степени сжатия от размера изображения тестовых снимков

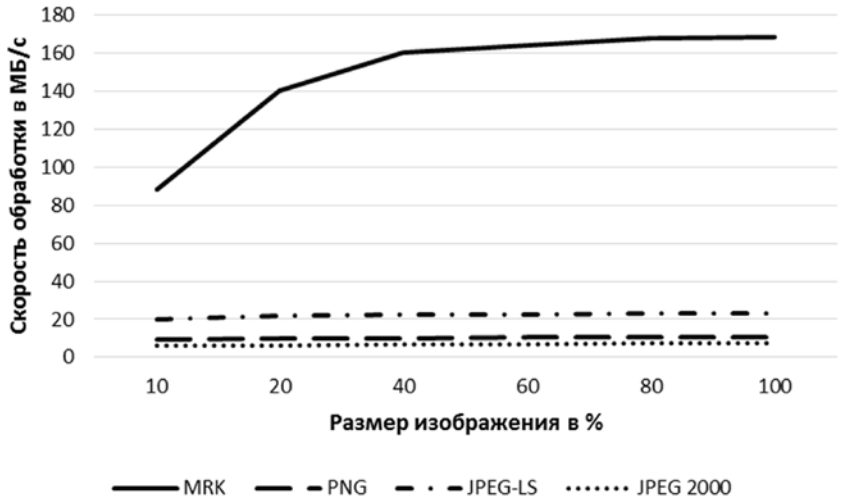


Рис. 7. Зависимость скорости сжатия (МБ/с) от размера изображения тестовых снимков

По результатам исследования видно, что предложенный алгоритм не уступает аналогам по степени сжатия и значительно превосходит по скорости обработки изображений.

Таким образом, предложенный алгоритм имеет ряд преимуществ:

–сжатие каждого РДИ происходит независимо от других, что даёт возможность увеличения быстродействия за счёт параллельной обработки РДИ;

–алгоритм позволяет обрабатывать изображения любой разрядности;

–эффективность алгоритма увеличивается с ростом размера изображений;

–алгоритм строится на простых вычислительных операциях, что снижает требования к элементной базе. Реализовав данный алгоритм в программируемой логической интегральной схеме, можно существенно сократить энергетические затраты, не теряя в быстродействии, что актуально для использования в системах ДЗЗ на борту КА.

Библиографический список

1. Гонсалес Р., Вудс Р. Цифровая обработка изображений. М.: Техносфера, 2005. 1072 с.

2. Яне Б. Цифровая обработка изображений. М.: Техносфера, 2007. 584 с.

3. Петров Е.П., Медведева Е.В., Харина Н.Л. Математическая модель цифровых полутоновых изображений Земли из космоса // Материалы II Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (II Козловские чтения). Самара: Самарский научный центр РАН, 2011. С. 179-185.

4. Петров Е.П., Харина Н.Л., Ржаникова Е.Д. Метод сжатия цифровых полутоновых изображений на основе цепей Маркова с несколькими состояниями // Материалы III Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (III Козловские чтения). Самара: Самарский научный центр РАН, 2013. С. 163-170.

5. Петров Е.П., Харина Н.Л., Ржаникова Е.Д. Метод сжатия цифровых изображений без потерь минимальными вычислительными ресурсами // Труды Российского научно-технического общества радиотехники, электроники и связи имени А.С. Попова. Серия: Цифровая обработка сигналов и её применение. Вып. XVII-2. М.: РНТОРЭС им. А.С. Попова, 2015. С. 544-548.

Информация об авторах

Петров Евгений Петрович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой радиоэлектронных средств, Вятский государственный университет, г. Киров. E-mail: eppetrov@mail.ru. Область научных интересов: исследование алгоритмов и устройств цифровой фильтрации дискретных коррелированных сигналов, цифровая обработка изображений.

Харина Наталья Леонидовна, кандидат технических наук, доцент кафедры радиоэлектронных средств, Вятский государственный университет, г. Киров. E-mail: natal_res@mail.ru. Область научных интересов: многомерные марковские поля в обработке изображений.

Сухих Павел Николаевич, аспирант, Вятский государственный университет, г. Киров. E-mail: raznodel@yandex.ru. Область научных интересов: многомерные марковские поля в обработке изображений.

METHOD OF LOSSLESS IMAGE COMPRESSION IN THE EARTH REMOTE SENSING SYSTEMS

© 2016 E. P. Petrov, N. L. Kharina, P. N. Sukhikh

Vyatka State University, Kirov, Russian Federation

A method of lossless digital image compression is presented in the paper. Its implementation demands minimum computing resources and it can be efficiently used in Earth remote sensing systems. The method makes possible maximum removal of statistical redundancy of images without spectral transformations. A digital image is resolved into bit planes which are processed independently of one another. That allows their parallel processing without any restriction on the pixel length of the image. Each bit plane is approximated by a two-dimensional Markov random field with discrete values. Prediction of elements of the bit plane is accomplished on the basis of the theory of conventional Markov processes. Only operations of logical comparison are used for

Citation: Petrov E.P., Kharina N.L., Sukhikh P.N. Method of lossless image compression in the Earth remote sensing systems. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 183-189.
DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-183-189

the prediction, whereas computational operations such as multiplication and addition are not required, which makes it possible to increase the speed of image processing. The research conducted shows that the method is not inferior to known methods of lossless compression in its efficiency, while being considerably superior to them in the speed of processing. The method is applicable both to panchromatic and color images and can be used in any systems of digital image processing.

Mathematical model of digital images, Markov process, matrix of transition probabilities, prediction of image elements, lossless image compression.

References

1. Gonzalez R.C., Woods R.E. Digital Image Processing. New Jersey: Prentice-Hall, 2002. 1072 p.

2. Jähne B. Digital Image Processing. Springer, 2005. 584 p.

3. Petrov E.P., Medvedeva E.V., Kharina N.L. Matematicheskaya model' tsifrovykh polutonovykh izobrazheniy Zemli iz kosmosa. *Materialy II Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aktual'nye problemy raketno-kosmicheskoy tekhniki» (II Kozlovskie chteniya).* Samara: Samarskiy nauchnyy tsentr RAN Publ., 2011. P. 179-185. (In Russ.)

4. Petrov E.P., Kharina N.L., Rzhanikova E.D. Metod szhatiya tsifrovykh polutonovykh izobrazheniy na osnove tsepey Markova s neskol'kimi sostoyaniyami. *Materialy III Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aktual'nye problemy raketno-kosmicheskoy tekhniki» (III Kozlovskie chteniya).* Samara: Samarskiy nauchnyy tsentr RAN Publ., 2013. P. 163-170. (In Russ.)

5. Petrov E.P., Kharina N.L., Rzhanikova E.D. Metod szhatiya tsifrovykh izobrazheniy bez poter' minimal'nymi vychislitel'nymi resursami. *Trudy Rossiyskogo nauchno-tekhnicheskogo obshchestva radiotekhniki, elektroniki i svyazi imeni A.S. Popova. Seriya: Tsifrovaya obrabotka signalov i ee primenenie*. Moscow: RNTORES im. A.S. Popova Publ., 2015. P. 544-548. (In Russ.)

About the authors

Petrov Eugeny Petrovich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Radio Electronic Devices, Vyatka State University, Kirov, Russian Federation. E-mail: eppetrov@mail.ru. Area of Research: algorithms and devices of digital filtration of discrete correlated signals, digital processing of images.

Kharina Natalya Leonidovna, Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Radio Electronic Devices, Vyatka State University, Kirov, Russian Federation. E-mail: natal_res@mail.ru. Area of Research: multidimensional Markov fields in digital image processing.

Sukhikh Pavel Nikolaevich, postgraduate student of the Department of Radio Electronic Devices, Vyatka State University, Kirov, Russian Federation. E-mail: raznodel@yandex.ru. Area of Research: multidimensional Markov fields in digital image processing.

УДК 519.852+629.78 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-190-199*

МЕТОД ОПЕРАТИВНОГО ОРТОТРАНСФОРМИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ИЗОБРАЖЕНИЙ ПРИ НЕДОСТАТКЕ ОПОРНОЙ ИНФОРМАЦИИ

© 2016 А. В. Спирин, Н. И. Руднев, Н. К. Пастух, И. И. Шуклин

Федеральное государственное унитарное предприятие «18 Центральный научно-исследовательский институт» Министерства обороны Российской Федерации, г. Москва

Приведён метод оперативного ортотрансформирования космических изображений, построенный на комплексировании орбитального и полиномиального методов фотограмметрической обработки изображений. Идея метода заключается в фрагментарном формировании ортоизображения. На космических изображениях выделяются фрагменты (четырёхугольники) таких размеров, геометрические связи между элементами которых с достаточной точностью описываются двумерным полиномом первого порядка. Соседние фрагменты имеют общие вершины по линии соприкосновения, что обеспечивает целостность формируемого ортоизображения. Положение фрагмента (координат его вершин) определяется орбитальным методом с учётом рельефа местности, что при малых размерах фрагментов обеспечивает учёт рельефа для всех точек фрагмента. Для возможности использования орбитального метода применяются операции по определению начальных значений углов ориентации бортовой специальной аппаратуры космического аппарата и законов изменения этих углов в процессе съёмки с последующим уточнением этих величин на основе координат четырёх опорных точек. Соответствие между толерантными точками фрагментов исходного и формируемого изображения осуществляется на основе моделей, реализация которых имеет меньшую вычислительную сложность по сравнению с реализацией на основе орбитальных методов. Экспериментальная апробация предлагаемого метода показала, что использование метода оперативного ортотрансформирования позволило в среднем сократить более чем в 4 раза время проведения фотограмметрической обработки космических изображений при сопоставимой точности получения результирующего изображения.

Дистанционное зондирование Земли, космическое изображение, фотограмметрическая обработка, орбитальный метод, полиномиальный метод, ортотрансформирование.

В настоящее время наблюдается развитие оптико-электронных средств дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), обеспечивающих получение видовых материалов на требуемые территории и объекты местности. Отличительной особенностью этих средств является высокая производительность, а также возможность получения космических изображений (КИ) с пространственным разрешением, превышающим 50 см [1]. Это обусловливает формирование значительного потока материалов ДЗЗ, направляемого на фотограмметрическую обработку (ФГО), что создало предпосылки для предъявления следующих основных требований, предъявляемых к ФГО КИ:

1) времени создания результирующего ортотрансформированного изображения (порядка 3–5 мин на Гбайт исходного КИ);

2) точности его геометрического построения и координатной привязки (ошибка координатной привязки не более 7–15 м);

3) необходимой для выполнения ФГО опорной информации (определяется используемым методом ФГО).

Объективная реальность в освоении новых территорий ведёт к возрастанию

Цитирование: Спирин А.В., Руднев Н.И., Пастух Н.К., Шуклин И.И. Метод оперативного ортотрансформирования космических изображений при недостатке опорной информации // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 190-199. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-190-199

удельного веса в съёмке этих территорий отечественными средствами ДЗЗ («Ресурс-П» и другие перспективные космические аппараты (КА)) и фотограмметрической обработке изображений, получаемых с них. Ограниченность опорной информации на эти территории приводит к тому, что использование большинства методов [2] ФГО не позволяет сформировать ортоизображение с заданными требованиями.

При этом орбитальные методы фотограмметрической обработки КИ позволяют формировать геометрически правильное ортоизображение без привлечения опорных точек с точностью координатной привязки, обеспечиваемой точностью определения значений параметров проведения съёмки. В целом данная группа методов удовлетворяет требованиям 2) и 3), что делает перспективным их использование как основы для поиска путей выполнения ФГО КИ с соблюдением всех вышеприведённых требований. Основным недостатком формирования ортоизображения орбитальным методом является весьма большая ресурсоёмкость в силу необходимости использования строгих моделей при проведении вычислительных операций с большим количеством точек (пикселей) изображения (порядка 10^9 и более) [3]. Такие временные затраты на формирование ортоизображений являются неприемлемыми.

Следует отметить, что при наличии подготовленного набора опорных точек ФГО КИ на основе полиномиальных методов [2] осуществляется быстрее, чем на основе орбитальных методов, за счёт использования меньшего количества вычислительных операций при ФГО, что создаёт предпосылки для комбинирования данных методов.

Потребность в использовании возможностей орбитальных методов для фотограмметрической обработки КИ и несоответствие их требованиям оперативности делает актуальным поиск путей сокращения времени выполнения ФГО на основе этих методов.

В связи с этим целью настоящей работы является разработка метода, использование которого при сохранении возможностей и принципов орбитальных методов позволило бы сократить время формирования ортоизображений без ухудшения изобразительных и измерительных характеристик.

Достижение поставленной цели, по мнению авторов, возможно при комплексировании орбитальных и полиномиальных методов ФГО КИ, которое на основе сочетания особенностей этих методов позволит формировать ортоизображение с требуемыми характеристиками за требуемое время при минимуме опорной информации.

Решение поставленной задачи будем осуществлять на основе следующих допущений:

1) имеется исходное КИ, которое представляет некоторое упорядоченное множество S размерности $K \times N$, а каждому элементу (k,n) сопоставлена оптическая плотность $d_{k,n}$ отображаемого элементарного участка земной поверхности:

$$S = \{< k, n, d_{kn} >\},$$

$$k = \overline{1,K};\ n = \overline{1,N};\ d_{kn} \in [0, D_{\max}];$$

2) сформирована геометрическая структура формируемого ортоизображения

$$S^*_{\Gamma} = \{< k^*, n^* >\},$$

$$k^* = \overline{1,K^*},\quad n^* = \overline{1,N^*}, (X_o, Y_o), (\Delta r_x, \Delta r_y),$$

которая характеризуется размерностью $K^* \times N^*$, началом отсчёта в земных координатах (X_o, Y_o), регулярностью элементарных участков земной поверхности с задаваемым линейным разрешением $(\Delta r_x, \Delta r_y)$;

3) цифровая модель рельефа Φ позволяет для каждой точки земной поверхности (x, y) определить высоту H относительно уровня моря:

$$H = \Phi(x, y);$$

4) имеется модель F_1 определения координат точек земной поверхности по космическому изображению орбитальным методом [3], которая ставит в однозначное соответствие для каждой точки (пикселя) изображения (k,n) соответствующие ей координаты земной поверхности (x,y) в заданной системе координат:

$$F_1:(k,n)\to(x,y)\left|\begin{array}{l}(X,Y,Z)=f_1(\tau(k,n)),\\(\alpha,\beta,\kappa)=f_2(\tau(k,n)),\\(x,y)=f_3(f_1,f_2,\Phi),\end{array}\right.$$

$$(k,n)\in S,(x,y)\in S^*,$$

где $\tau(k,n)$ – геометрическая модель бортовой специальной аппаратуры; $f_1(\tau)$ – модель поступательного движения КА; $f_2(\tau)$ – модель вращательного движения КА; Φ – цифровая модель рельефа; $f_3(f_1,f_2,\Phi)$ – строгие фотограмметрические зависимости;

5) имеется модель F_2 пересчёта земных координат точки геометрической структуры $(x,y)\in S^*_\Gamma$ в файловые координаты ортоизображения $(k^*,n^*)\in S^*$:

$$k^*=E\left[\left(x-X_o+0.5\Delta r_X\right)/\Delta r_X\right],$$

$$n^*=E\left[\left(y-Y_o+0.5\Delta r_Y\right)/\Delta r_Y)\right],$$

$$(x,y)\in S^*_\Gamma;$$

6) имеется модель F_3 переноса оптической плотности (яркости) точки исходного КИ $(k,n)\in S$ соответствующей точке геометрической структуры формируемого ортоизображения $(k^*,n^*)\in S^*_\Gamma$:

$$F_3:d_{k,n}\to d_{k^*,n^*}\left|\begin{array}{l}(k^*,n^*)\in S^*_\Gamma,\\(k,n)\in S,\\(k,n)\cong(k^*,n^*).\end{array}\right.$$

Требуется на основе представленных моделей и исходных данных присоединить каждому элементу геометрической структуры $(k^*,n^*)\in S^*_\Gamma$ формируемого ортоизображения оптическую плотность (цвет) $d\in(k,n)|(k^*,n^*)\cong(k,n)$ и тем самым сформировать ортоизображение с требуемыми характеристиками.

Ортопреобразование орбитальным методом представляет последовательность функциональных операций, приведенных на рис. 1.

Сложность вычислительных моделей, наличие в них итерационных процедур затрудняет или делает невозможным распараллеливание вычислительного процесса и перенос яркостей пикселей на основе использования возможностей графических процессоров.

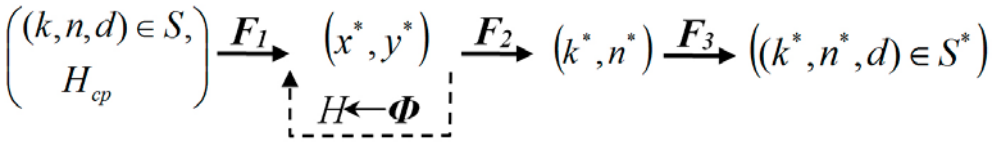


Рис.1. Последовательность функциональных операций при ортопреобразовании КИ орбитальным методом

Идея предлагаемого метода состоит в непрерывном фрагментарном формировании ортоизображения, которое заключается в следующем:

– на изображениях выделяются фрагменты (четырёхугольники) таких размеров (менее 1 км), геометрические связи между элементами которых с достаточной точностью описываются двухмерным полиномом первого порядка;

– соседние фрагменты имеют общие вершины по линии соприкосновения, что обеспечивает целостность формируемого ортоизображения;

– положение фрагмента (координат его вершин) определяется орбитальным

методом с учётом рельефа местности, что при малых размерах фрагментов обеспечивает учёт рельефа для всех точек фрагмента, т.е. осуществляет ортотрансформирование;

– соответствие между толерантными точками фрагментов исходного и формируемого изображения осуществляется на основе моделей, реализация которых имеет меньшую вычислительную сложность по сравнению с реализацией на основе орбитальных методов.

Предлагаемый метод содержит пять этапов.

Этап 1. Определение начальных значений углов ориентации бортовой специальной аппаратуры (БСА).

На данном этапе осуществляется определение приближённых значений углов отклонения БСА (α,β,κ) относительно конструктивной системы координат КА из множества $S_{СИ} = K_X \cup Q \cup U$, где K_X – множество параметров, характеризующих конструктивные особенности БСА КА; $Q = \{q_i\}$ – множество значений параметров, описывающих пространственное положение КА; $q_i = (X_S, Y_S, Z_S, V_X, V_Y, V_Z)_i$ – вектор значений координат X_S, Y_S, Z_S центра проекции БСА и скоростей V_X, V_Y, V_Z движения КА соответственно в осях гринвичской системы координат в момент времени, соответствующий узловой точке орбиты; $U = \{u_i\}$ – множество значений параметров, описывающих ориентацию БСА в пространстве; $u_i = (\omega,\varphi,\upsilon)_i$ – вектор углов, определяющих ориентацию осей координат фотоприёмной структуры БСА с соответствующими осями гринвичской системы в момент времени, соответствующий узловой точке орбиты, $i = \overline{1, K_U}$; K_U – количество узловых точек на интервале съёмки.

Определение указанных углов осуществляется на основе выражения

$$\underset{<3,3>}{A}{}^{S}(t) = \left(\underset{<3,3>}{A}{}^{O}(t)\right)^{-1} \cdot \underset{<3,3>}{A}(U,t) \cdot \left(\underset{<3,3>}{A}{}^{K}\right)^{-1} \cdot \qquad (1)$$

где – $\underset{<3,3>}{A}{}^{K}$ матрица перехода от координат фотоприёмной аппаратуры к системе координат конструктивных осей КА; $\underset{<3,3>}{A}{}^{S}(t)$ – матрица перехода от координат конструктивных осей КА к орбитальной системе координат; $\underset{<3,3>}{A}{}^{O}(t)$ – матрица перехода от орбитальной системы координат к гринвичской системе координат; $\underset{<3,3>}{A}(U,t)$ – матрица перехода от координат фотоприёмной аппаратуры к гринвичской системе координат.

Выражение (1) позволяет вычислить числовые значения элементов ${}^{S}a_{i,j}$ $i = \overline{1,3},\ j = \overline{1,3}$ матрицы A^S.

С учётом последовательности отклонений на угол крена β, тангажа α и рыскания κ выражение элементов ${}^{S}a_{i,j}$, $i = \overline{1,3},\ j = \overline{1,3}$ матрицы $A^S(t)$ представляется в виде

$$\begin{aligned}
&{}^{S}a_{1,1} = \cos\alpha\cos\kappa;\\
&{}^{S}a_{1,2} = -\cos\alpha\sin\kappa;\\
&{}^{S}a_{1,3} = -\sin\alpha;\\
&{}^{S}a_{2,1} = -\sin\alpha\sin\beta\cos\kappa + \cos\beta\sin\kappa;\\
&{}^{S}a_{2,2} = \sin\alpha\sin\beta\sin\kappa + \cos\beta\cos\kappa;\\
&{}^{S}a_{2,3} = -\cos\alpha\sin\beta;\\
&{}^{S}a_{3,1} = \sin\alpha\cos\beta\cos\kappa + \sin\beta\sin\kappa;\\
&{}^{S}a_{3,2} = -\sin\alpha\cos\beta\sin\kappa + \sin\beta\cos\kappa;\\
&{}^{S}a_{3,3} = \cos\alpha\cos\beta.
\end{aligned} \qquad (2)$$

Далее с использованием выражения (2) и обратных тригонометрических функций определяются значения углов α,β,κ внешнего ориентирования БСА в K_U узловых точках орбиты:

$$\alpha = \arcsin(-{}^{S}a_{13}),$$
$$\beta = \operatorname{arctg}(-{}^{S}a_{23} / {}^{S}a_{33}), \quad (3)$$
$$\kappa = \operatorname{arctg}(-{}^{S}a_{12} / {}^{S}a_{11}).$$

Для определения значений этих углов на начало съёмки используются значения первых элементов из множеств Q и U.

Этап 2. Определение закона изменения значений углов α, β, κ в процессе съёмки местности.

Для определения зависимости изменения значений углов внешнего ориентирования БСА от времени на интервале съёмки $t \in [0, \Delta t]$ предлагается использовать полином второй степени:

$$\left.\begin{aligned}\alpha(t) &= c_{\alpha 0} + c_{\alpha 1}\cdot t + c_{\alpha 2}\cdot t^2,\\ \beta(t) &= c_{\beta 0} + c_{\beta 1}\cdot t + c_{\beta 2}\cdot t^2,\\ \kappa(t) &= c_{\kappa 0} + c_{\kappa 1}\cdot t + c_{\kappa 2}\cdot t^2,\end{aligned}\right\} \quad (4)$$

где $c_{\alpha 0}$, $c_{\alpha 1}$, $c_{\alpha 2}$, $c_{\beta 0}$, $c_{\beta 1}$, $c_{\beta 2}$, $c_{\kappa 0}$, $c_{\kappa 1}$, $c_{\kappa 2}$ – коэффициенты полиномов, аппроксимирующих угловое движение оси визирования БСА на интервале съёмки Δt.

Далее по рассчитанным на первом этапе значениям углов внешнего ориентирования в K_U точках орбиты, полученных через равные интервалы времени τ_U, определяются значения коэффициентов (4) с использованием следующих выражений:

– углы ориентации БСА на начало съёмки:

$$\langle c_{\alpha 0}, c_{\beta 0}, c_{\kappa 0} \rangle \equiv \theta_1, \quad (5)$$

где θ_1 – значения углов ориентации БСА, рассчитанные с использованием (3) по первым элементам из множеств Q и U;

– угловые скорости:

$$\langle c_{\alpha 1}, c_{\beta 1}, c_{\kappa 1} \rangle = V_1 = (\theta_2 - \theta_1) / \tau_U, \quad (6)$$

где V_1 – вектор угловых скоростей углов ориентации БСА на первом интервале времени τ_U;

– скорости изменения углов:

$$\langle c_{\alpha 2}, c_{\beta 2}, c_{\kappa 2} \rangle = W = 0.5\cdot(V_{K_U} - V_1) / \Delta t, \quad (7)$$

где W – вектор скоростей изменения углов ориентации БСА на интервале съёмки Δt; V_1 и V_{K_U} – угловые скорости углов ориентации БСА соответственно на первом и последнем интервалах съёмки.

Этап 3. Уточнение начальных значений указанных углов на основе координат четырех опорных точек.

Конструктивные характеристики и принципы построения бортовой специальной аппаратуры, установленной на отечественных КА «Ресурс-П» и других КА, позволяют соответствовать мировому уровню развития оптико-электронных средств ДЗЗ, а по некоторым показателям превзойти зарубежные аналоги. Однако точность навигационного обеспечения остаётся низкой (ошибка первичной координатной привязки КИ от 40 до 100 м [4]), что не обеспечивает возможность определения по снимку координат объектов местности с точностью не хуже 7–15 м без использования опорных точек. Кроме того, при оценивании условий проведения съёмки не учитываются возмущающие и другие факторы, что определяет вариабельность (несистематичность) ошибки первичной координатной привязки КИ [4]. Это обусловливает применение операции уточнения условий выполнения съёмки местности.

Поэтому актуальным является получение на основе использования данных, поступающих в комплекте со снимком, и минимального количества опорных точек (4–5) уточнённых параметров съёмки. Это обеспечивает высокоточное определение координат на земной поверхности орбитальным методом без использования любой другой опорной информации.

Коэффициенты $\langle c_{\kappa 0}, c_{\kappa 1}, c_{\kappa 2}\rangle$ для угла $\kappa(t)$ определяются по соответствующим элементам множества $\Theta = \{\theta_i\}$, $i = \overline{1, K_U}$ на основе (5)–(7), а первые 6 коэффициентов C_k, определяющих текущие значения углов ориентации $\alpha(t)$, $\beta(t)$, уточняются по четырём опорным точкам с использованием метода наименьших квадратов и модели F_1 отображения $(k,n)_i \to (x^*, y^*, H)_i$, $i = \overline{1,5}$ по текущим значениям параметров съёмки. При этом матричная форма системы уравнений поправок примет следующий вид

$$\delta Q_{\langle 6,1\rangle} = \left(B^T_{\langle 6,15\rangle} \cdot B_{\langle 15,6\rangle}\right)^{-1} B^T_{\langle 15,6\rangle} \cdot F_{\langle 15,1\rangle}, \qquad (8)$$

где $\delta Q_{\langle 6,1\rangle}$ – матрица-столбец, содержащая поправки в уточняемые коэффициенты; $B_{\langle 15,6\rangle}, B^T_{\langle 6,15\rangle}$ – матрицы частных производных пространственных координат опорных точек по уточняемым коэффициентам $(c_{\alpha 0}, c_{\alpha 1}, c_{\alpha 2}, c_{\beta 0}, c_{\beta 1}, c_{\beta 2}) \in C_k$, соответственно прямая и транспонированная. Расчёт элементов матриц осуществляется методом конечных разностей как отношение полученного приращения соответствующей координаты опорной точки к приращению соответствующего коэффициента;

$F_{\langle 15,1\rangle}$ – матрица-столбец невязок координат опорных точек, которые определяются путём нахождения разницы между их рассчитанными и измеренными значениями – множество $O = \left\{\left\langle k, n, x^*, y^*, H\right\rangle_j\right\}$, $j = \overline{1,5}$.

Таким образом, решение (8) позволяет получить вектор уточнённых значений коэффициентов

$(c_{\alpha 0}, c_{\alpha 1}, c_{\alpha 2}, c_{\beta 0}, c_{\beta 1}, c_{\beta 2}) \in C_k$,

на основе которого, согласно (4), вычисляются уточнённые значения углов (α, β, κ).

Следует отметить, что точность геометрического построения ортоизображения соответствует точности измерения опорных точек.

Этап 4. Моделирование сети опорных точек орбитальным методом.

В рамках данного этапа на КИ выделяются фрагменты (четырехугольники) таких размеров (менее 1 км), геометрические связи между элементами которых с достаточной точностью описываются двухмерным полиномом первого порядка (рис. 2). Для каждого фрагмента орбитальными методами рассчитываются географические координаты четырёх угловых точек. Тогда при размере фрагмента $[l_k \times l_n] = [128 \times 128]$ пикселей количество вычислений на основе орбитальных методов сокращается в 4096 раз (128×128/4) по сравнению с непосредственным применением орбитального метода.

На рис. 2 контур земной поверхности, отобразившейся на исходном КИ, обозначен как $\{И_1, ..., И_4\}$, а его положение на ортоизображении – $\{Г_1, ..., Г_4\}$.

На основе орбитальной модели осуществляется установление взаимно-однозначного соответствия $(k,n) \leftrightarrow (k^*, n^*)$ между точкой $(k,n) \in S_{ФГ}$ исходного КИ и точкой $(k^*, n^*) \in S^*_{ФГ}$ формируемого ортоизображения. Для этого осуществляется формирование с использованием модели F_1 рабочего массива Q размерностью $6 \times K_U$ из векторов состояния КА в узловых точках орбиты, а также формирование по рассчитанным значениям $(\alpha_H, \beta_H, \kappa_H)$ и $\{c_{\alpha 1}, c_{\alpha 2}, c_{\beta 1}, c_{\beta 2}, c_{\kappa 1}, c_{\kappa 2}\}$ на основе модели F_2 элементов матрицы связи ${}^n a_i$, $i = \overline{1,9}$, $n \in [1, N]$ в узловых точках с регулярным шагом Δt_A на временном интервале съёмки.

Как уже отмечалось, процесс установления взаимно-однозначного соответствия $(k,n) \leftrightarrow (k^*, n^*)$ для каждого элемента обрабатываемого изображения яв-

ляется ресурсоёмким. В целях сокращения времени на формирование результирующего ортоизображения указанное соответствие устанавливается для некоторой части точек исходного КИ, расположенных с некоторым шагом друг от друга. Совокупность этих точек составляет регулярную сеть опорных точек. Расстояние между точками зависит от требуемой точности построения ортоизображения, характера местности, пространственного разрешения исходного КИ. Для равнинной местности КИ с пространственным разрешением 1 м и требованиями по точности геометрического построения не хуже 15 м расстояние между соседними точками может составлять до 1 км.

Таким образом, смоделированная сеть опорных точек условно делит обрабатываемое КИ на фрагменты, а наличие самих опорных точек позволяет использовать полиномиальные методы ФГО КИ.

Файловые координаты (k,n) вершин 1–4 (рис. 2) выбранного фрагмента с помощью модели $F_1:(k,n)\to(x^*,y^*)$ пересчитываются на основе орбитальной модели в соответствующие им координаты земной поверхности (x^*,y^*), которые, в свою очередь, пересчитываются с помощью модели $F_2:(x^*,y^*)\to(k^*,n^*)$ в файловые координаты (k^*,n^*) вершин 1–4 соответствующего фрагмента на геометрической структуре формируемого ортоизображения. В результате будет сформировано множество пар связанных вершин фрагментов $\{(k,n,k^*,n^*)\}, i=\overline{1,4}$, на основе которых затем вычисляется функция пересчёта точек фрагмента с исходного КИ в ортоизображение.

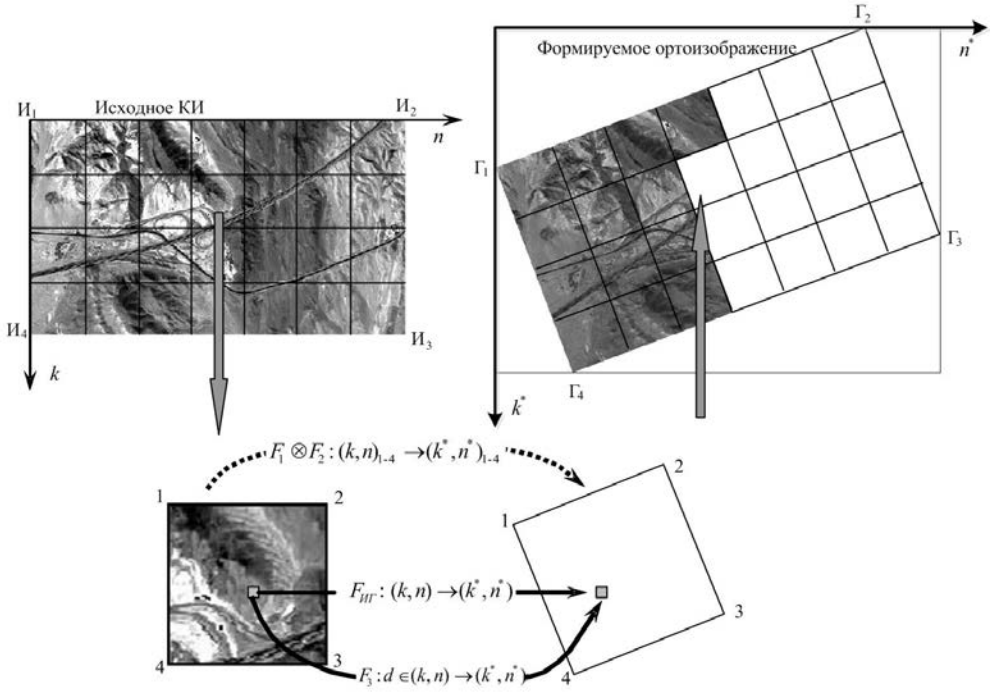


Рис. 2. Схема ортопреобразования КИ

Этап 5. Трансформирование каждого фрагмента КИ с использованием полиномиальных методов на основе полученной сети опорных точек.

На основе полученных опорных точек определяется функция $F_{ГИ}:(k^*,n^*)\to(k,n)$ пересчёта точек фрагмента ортоизображения в точки исходного изображения – двухмерный полином первого порядка:

$$F_{ГИ}:\begin{cases}k=g_1^{k^*}+g_2^{k^*}\cdot k^*+g_3^{k^*}\cdot n^*;\\ n=g_1^{n^*}+g_2^{n^*}\cdot k^*+g_3^{n^*}\cdot n^*,\end{cases} \qquad (9)$$

где значения коэффициентов $\{g_1^k, g_2^k, g_3^k, g_1^n, g_2^n, g_3^n\}$ определяются решением систем линейных уравнений, связывающих через эти коэффициенты координаты вершин фрагментов $\left\{(k_i, n_i, k_i^*, n_i^*)\right\}$, $i = \overline{1,4}$ соответственно по направлению k и n.

Далее каждой точке (k^*, n^*) выбранного фрагмента с помощью функции $F_{ГИ}$ ставится в соответствие точка (k, n) исходного изображения и оптическая плотность этой точки $d \in (k, n)$ присваивается точке формируемого фрагмента $F_3 : d \in (k, n) \to (k^*, n^*)$. Если точка (k, n) не принадлежит исходному КИ, что соответствует точкам (k^*, n^*) фрагмента при частичном его пересечении с контуром $\{\Gamma_1, ..., \Gamma_4\}$, то этим точкам присваивается фоновый цвет.

В соответствии с рис. 2 отображение земной поверхности каждого фрагмента переносится на геометрическую структуру формируемого ортоизображения и тем самым создаётся полное ортоизображение. Соседние фрагменты имеют общие вершины по линии соприкосновения, что обеспечивает целостность формируемого ортоизображения. Положение фрагмента (координат его вершин) определяется орбитальным методом с учётом рельефа местности, что при малых размерах фрагментов косвенно обеспечивает учёт рельефа для всех точек фрагмента.

Экспериментальная апробация предлагаемого метода, проведённая на 40 КИ, полученных от КА «Ресурс-П» и аналогичных КА показала, что использование метода оперативного ортотрансформирования позволило в среднем сократить более чем в четыре раза время проведения ФГО при сопоставимой точности получения результирующего изображения.

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. Предложен метод оперативного ортотрансформирования космических изображений, построенный на комплексировании орбитальных и полиномиальных методов обработки изображений. В основу метода положен принцип разбиения изображения на фрагменты, причём положение фрагмента определяется орбитальным методом с учётом рельефа местности, а его трансформация – полиномиальным методом, что при малых размерах фрагментов обеспечивает учёт рельефа для всех точек фрагмента.

2. Экспериментальная апробация предлагаемого метода показала, что использование метода оперативного ортотрансформирования позволило в среднем сократить в четыре раза время проведения ФГО при сопоставимой точности получения результирующего изображения.

Библиографический список

1. Современные технологии обработки данных дистанционного зондирования Земли / под ред. В.В. Еремеева. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2015. 460 с.

2. Шовенгердт Р.А. Дистанционное зондирование. Модели и методы обработки изображений. М.: Техносфера, 2010. 560 с.

3. Прилуцкий С.В., Руднев Н.И., Спирин А.В., Орлов С.А., Крупа А.А. Аппроксимация пространственных координат точек земной поверхности в соответствующие им координаты требуемой географической проекции при ортотрансформировании космических изображений орбитальным методом // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. 2014. № 2. С. 72-76.

4. Злобин В.К., Еремеев В.В. Обработка аэрокосмических изображений. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 288 с.

Информация об авторах

Спирин Андрей Викторович, начальник отдела, Федеральное государственное унитарное предприятие «18 Центральный научно-исследовательский институт» Министерства обороны Российской Федерации. E-mail: neman51@mail.ru. Область научных интересов: методы фотограмметрической обработки аэрокосмических изображений.

Руднев Николай Иванович, ведущий инженер отдела, Федеральное государственное унитарное предприятие «18 Центральный научно-исследовательский институт» Министерства обороны Российской Федерации. Область научных интересов: методы фотограмметрической обработки аэрокосмических изображений.

Пастух Николай Кузьмич, кандидат технических наук, начальник управления, Федеральное государственное унитарное предприятие «18 Центральный научно-исследовательский институт» Министерства обороны Российской Федерации. Область научных интересов: наземная обработка материалов дистанционного зондирования Земли, тематический анализ космических изображений.

Шуклин Игорь Игоревич, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник отдела, Федеральное государственное унитарное предприятие «18 Центральный научно-исследовательский институт» Министерства обороны Российской Федерации. E-mail: Shuklin@nm.ru. Область научных интересов: синтез систем фотограмметрической обработки, методы и средства обработки материалов дистанционного зондирования Земли.

METHOD OF ORTHOTRANSFORMATION OF SPACE IMAGES IN CONDITIONS OF LACK OF CUE

© 2016 A. V. Spirin, N. I. Rudnev, N. K. Pastuh, I. I. Shuklin

Federal State Unitary Enterprise «18th Scientific Research Institute»,
Ministry of Defense of the Russian Federation, Moscow, Russian Federation

The paper introduces a method of prompt orthotransformation of space images, based on the integration of the orbital and polynomial methods of photogrammetric image processing. The concept of the method consists in fragmentary formation of an orthoimage. Fragments (quadrangles) of a definite size are marked in space images, so that geometric constraints between their elements are adequately described by a bidimensional polynom of the first order. The adjacent fragments have common vertexes on the contact line, providing integrity of the orthoimage being formed. The location of the fragment (the coordinates of its vertexes) is defined by the orbital method with consideration for the configuration of terrain, thus, if the fragment is small enough, it provides terrain correction for all the points of the fragment. To use the orbital method we define initial values of the orientation angles of the on-board equipment of the spaceship and the laws of variations of these angles in course of survey with subsequent specification of these values in terms of the coordinates of four check points. The compliance between tolerance points of fragments of the initial image and the image being formed is achieved on the basis of the models, the implementation of which is computationally less complex than that based on orbital methods. Experimental approbation of the proposed method proved that the method of prompt orthotransformation makes possible four-fold reduction of the time of photogrammetric space image processing while providing comparable accuracies of the resulting images.

Orbital method, polynomial method, Earth remote sensing, photogrammetric process, orthotransformation, space image.

Citation: Spirin A.V., Rudnev N.I., Pastuh N.K., Shuklin I.I. Method of orthotransformation of space images in conditions of lack of cue. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 190-199.
DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-190-199

References

1. *Sovremennye tekhnologii obrabotki dannykh distantsionnogo zondirovaniya Zemli* [Modern technologies of processing Earth remote sensing data / ed. by V.V. Eremeev]. Moscow: PHIZMLIT Publ., 2015. 460 p.

2. Shovengerdt R.A. *Distantsionnoe zondirovanie. Modeli I metody obrabotki izobrazheniy* [Remote sensing. Models and methods of image processing]. Moscow: Technosfera Publ., 2010. 560 p.

3. Priluzkiy S.V., Rudnev N.I., Spirin A.V., Orlov S.A., Krupa A.A. Approximation of special coordinates of points on the earth's surface into corresponding coordinates of appropriate geographical projection when orthotransforming the space images by the orbital method. *Proceedings of the South-West State University. Series Control, Computer engineering, Information science. Medical instruments engineering*. 2014. No. 2. P. 72-76. (In Russ.)

4. Zlobin V.K, Eremeev V.V. *Obrabotka aerokosmicheskikh izobrazheniy* [Remote sensing data processing]. Moscow: PHIZMATLIT Publ., 2006. 288 p.

About authors

Spirin Andrey Victorovich, Head of Department, Federal State Unitary Enterprise «18th Central Scientific Research Institute», Ministry of Defense of the Russian Federation, Moscow, Russian Federation. E-mail: neman51@mail.ru. Area of Research: methods of photogrammetric processing of remote sensing data.

Rudnev Nikolay Ivanovich, leading engineer, Federal State Unitary Enterprise «18th Central Scientific Research Institute», Ministry of Defense of the Russian Federation, Moscow, Russian Federation. Area of Research: methods of photogrammetric processing of remote sensing data.

Pastuh Nikolay Kuzmich, Candidate of Science (Engineering), Head of Department, Federal State Unitary Enterprise «18th Central Scientific Research Institute», Ministry of Defense of the Russian Federation, Moscow, Russian Federation. Area of Research: ground processing of materials of Earth remote sensing; thematic analysis of space images.

Shuklin Igor Igorevich, Candidate of Science (Engineering), leading researcher, Federal State Unitary Enterprise «18th Central Scientific Research Institute», Ministry of Defense of the Russian Federation, Moscow, Russian Federation. E-mail: Shuklin@nm.ru. Area of Research: synthesis of systems of photogrammetric processing, methods and means of processing the materials of Earth remote sensing.

УДК 629.78+528 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-200-207*

АЛГОРИТМЫ ИДЕНТИФИКАЦИИ ОБЪЕКТОВ ПО ДАННЫМ ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНОЙ СЪЁМКИ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЧЁТКОЙ ЛИНЕЙНОЙ РЕГРЕССИИ

© 2016 С. В. Труханов

Филиал акционерного общества «РКЦ «Прогресс» – ОКБ «Спектр», г. Рязань

В статье рассматривается подход к решению задачи идентификации объектов земной поверхности по данным гиперспектральной съёмки от космических комплексов, базирующийся на сравнении гиперспектральных характеристик исследуемых объектов с набором эталонных сигнатур. Предлагаются алгоритмы идентификации объектов с использованием теории нечётких множеств: алгоритм идентификации на основе нечёткой линейной регрессии и алгоритм консолидации результатов различных решений по идентификации. Алгоритм на основе нечёткой линейной регрессии базируется на применении несимметричных треугольных нечётких чисел. Данный подход, использовавшийся ранее при решении задач аппроксимации и оценки уникальности фрагментов электронной карты, применяется для идентификации гиперспектральных характеристик. Такой выбор основан на том, что нечёткая линейная регрессия позволяет провести идентификацию в условиях неоднозначности. Приводятся результаты экспериментальных исследований предлагаемых алгоритмов на основе реальных данных гиперспектральной съёмки (с космического аппарата «Ресурс-П» №1) в объёме 10 снимков. Показано повышение надёжности идентификации при консолидации результатов от алгоритмов на основе меры подобия евклидова расстояния, угловой меры подобия, а также нечётких мер подобия на 6,1 % по сравнению с одним из исходных алгоритмов, дающим лучшее решение.

Идентификация объектов, гиперспектральная характеристика, гиперспектральная съёмка, нечёткая линейная регрессия, алгоритм.

В настоящее время возрастает роль в народном хозяйстве и обороне страны космических исследований, связанных с дистанционным зондированием Земли. Приоритетным направлением в этой области сегодня являются технологии, основанные на гиперспектральной космической съёмке [1–4]. При таком способе наблюдения Земли для каждой точки земной поверхности формируется спектральная характеристика, которая описывает зависимость энергии излучения от длины волны. Спектральная характеристика отражает физико-химические свойства объектов наблюдаемой сцены, что позволяет на качественно новой основе решить трудно формализуемую задачу идентификации объектов земной поверхности. Под идентификацией понимается отнесение того или иного наблюдаемого объекта к типу (например, растительность, водная поверхность и др.) и классу внутри типа (например, деревья, травы, пресная вода и др.).

Применение данных гиперспектральной съёмки позволяет решать хозяйственные и военно-прикладные задачи (экологический мониторинг окружающей среды; контроль за состоянием водных, лесных, сельскохозяйственных ресурсов; мониторинг животного и растительного мира; геологическая разведка полезных ископаемых и ряд других важных задач).

Процесс обработки данных гиперспектральной съёмки является весьма сложным и многоэтапным. Обычно вначале решаются вопросы предварительной

Цитирование: Труханов С.В. Алгоритмы идентификации объектов по данным гиперспектральной съёмки Земли с использованием нечёткой линейной регрессии // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 200-207. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-200-207

обработки, в результате чего гиперспектральные данные начинают обладать свойствами измерительной информации и по ней становится возможным оценивать с требуемой точностью спектральные характеристики объектов, привязанные к координатам земной поверхности. Далее решается задача кластеризации (сегментации) гиперспектральных изображений, то есть их разделение на области с примерно одинаковыми свойствами. Наконец, осуществляется идентификация объектов наблюдаемой сцены. Это весьма сложный и трудно формализуемый процесс. Поэтому любые новые конструктивные решения заслуживают всяческого внимания.

В качестве математической основы для идентификации объектов на гиперспектральных изображениях предлагается использовать аппарат нечёткой линейной регрессии. Такой выбор основан на том, что нечёткая линейная регрессия позволяет провести идентификацию в условиях неоднозначности. Теоретическую основу для решения этого вопроса составляют труды известных учёных, таких как Л. Заде, Б. Коско, Э. Мамдани, С.Д. Штовба, H. Lee, H. Tanaka и др. Исследования в этом направлении проводятся в Рязанском государственном радиотехническом университете доктором технических наук, профессором Демидовой Л.А. и доктором технических наук, профессором Тагановым А.И., в Самарском ракетно-космическом центре «Прогресс» – кандидатом технических наук Мятовым Г.Н.

Признанными лидерами в решении задач обработки гиперспектральных изображений являются зарубежные фирмы ITT VIS и Intergraph Corporation (США). Ими создан ряд программных изделий (ENVI, ERDAS IMAGINE), которые получают широкое коммерческое распространение в мире.

В нашей стране активные исследования в данной области ведут: Самарский ракетно-космический центр «Прогресс» и его филиал в Рязани ОКБ «Спектр», Красногорский завод им. С.А. Зверева, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Научный центр оперативного мониторинга Земли корпорации «Российские космические системы», Рязанский государственный радиотехнический университет, НПО им. С.А. Лавочкина, ЦНИИмаш, Центр Келдыша, НТЦ уникального приборостроения РАН, МГТУ им. Баумана, НИИ «АЭРОКОСМОС», Институт систем обработки изображений РАН (г. Самара), Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва и др.

Эти организации решают вопросы создания гиперспектральной аппаратуры, методик её калибровки, алгоритмического и программного обеспечения первичной и целевой обработки. Однако центральная задача – идентификация объектов по гиперспектральным изображениям – далека от окончательного решения.

Нечёткая линейная регрессия (НЛР) [5–10] позволяет определять признаки уникальности гиперспектральной характеристики исследуемого объекта.

Предложен алгоритм идентификации объектов поверхности Земли по данным гиперспектральной съёмки [11–13]. В его основу положена идея использования нечёткой линейной регрессии при сравнении спектральной характеристики исследуемого объекта с набором эталонных характеристик из базы данных. Процесс идентификации описывается уравнением:

$$Y(x) = A_1 x + A_0, \qquad (1)$$

где $A_1 = \langle a_1,\ c_1,\ d_1 \rangle$ и $A_0 = \langle a_0,\ c_0,\ d_0 \rangle$ – треугольные нечёткие числа, соответствующие параметрам k и b уравнения классической линейной регрессии (КЛР) $\left(y = kx + b\right)$. Под треугольным нечётким числом A принято понимать тройку действительных чисел $\langle a,c,d \rangle$, $\left(c \le a \le d\right)$, через которые его функция принадлежности $\mu_A(x)$ определяется как [14]:

$$\mu_A(x)=\begin{cases}(x-c)/(a-c), & \text{если } x\in[c,a];\\ (x-d)/(a-d), & \text{если } x\in[a,d];\\ 0 & \text{в противном случае.}\end{cases} \quad (2)$$

Алгоритм идентификации реализуется следующей последовательностью действий.

Шаг 1. С помощью решения задачи квадратичного программирования для (1) находятся оптимальные значения параметров $a_0, c_0, d_0, a_1, c_1, d_1$ из условия:

$$\sum_{j=1}^{J}\left(g_j-a_0-a_1\lambda_j\right)^2+\sum_{j=1}^{J}\left(c_0+c_1\lambda_j+d_1\lambda_j\right)+0,001\left(c_0^2+d_0^2+c_1^2+d_1^2\right)\to\min_{a,\,c,\,d} \quad (3)$$

при ограничениях

$$\begin{aligned}&a_0+d_0+a_1\lambda_j+d_1\lambda_j\ge g_j,\\ &a_0-c_0+a_1\lambda_j-c_1\lambda_j\le g_j,\\ &c_0\ge 0;\ d_0\ge 0;\ c_1\ge 0;\ d_1\ge 0\ (j=\overline{1,J}),\end{aligned} \quad (4)$$

где λ_j – значение длины волны для j-го канала гиперспектрометра; g_j – значение коэффициента спектрального отражения для λ_j.

Нахождение минимума в (3) выполняется с помощью функции «quadprog» системы инженерных и научных расчётов MATLAB.

Шаг 2. Для найденного минимального значения определяются характерные точки уравнения классической линейной регрессии $Y_{НЛР}^{КЛР}$ анализируемой спектральной характеристики:

$$Y_{НЛР}^{КЛР}\left(\lambda_j\right)=a_0+a_1\lambda_j. \quad (5)$$

Далее определяются характерные точки уравнений верхней $Y_{НЛР}^{UP}$ и нижней $Y_{НЛР}^{LOW}$ границ коридора нечёткой линейной регрессии (НЛР):

$$Y_{НЛР}^{UP}\left(\lambda_j\right)=a_0+d_0+\left(a_1+d_1\right)\lambda_j, \quad (6)$$

$$Y_{НЛР}^{LOW}\left(\lambda_j\right)=a_0-c_0+\left(a_1-c_1\right)\lambda_j. \quad (7)$$

На рис. 1 представлена спектральная характеристика в коридоре НЛР.

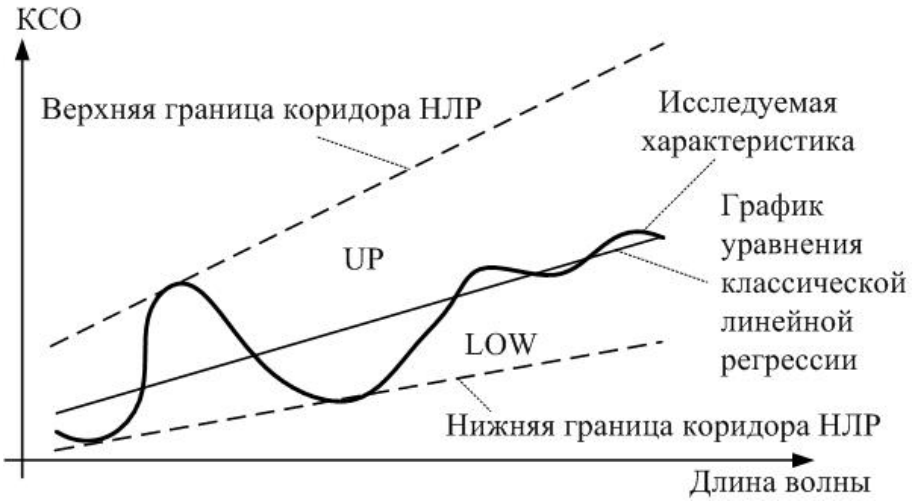


Рис. 1. Представление спектральной характеристики в коридоре НЛР

Точки анализируемой и каждой эталонной характеристик разбиваются на два подмножества, лежащие в верхней *UP* и нижней *LOW* частях коридора НЛР. После этого для данных точек находятся значения нечётких мер подобия F^{UP} и F^{LOW} по одной из двух формул [15]:

$$f_1 = 1 - \frac{\sum_{j=1}^{J} \left| u_A\left(\lambda_j, g'_j\right) - u_S\left(\lambda_j, g''_j\right) \right|}{\sum_{j=1}^{J} \left[u_A\left(\lambda_j, g'_j\right) + u_S\left(\lambda_j, g''_j\right) \right]}, \quad (8)$$

$$f_2 = \frac{1}{J} \sum_{j=1}^{J} \frac{\min\left[u_A\left(\lambda_j, g'_j\right), u_S\left(\lambda_j, g''_j\right) \right]}{\max\left[u_A\left(\lambda_j, g'_j\right), u_S\left(\lambda_j, g''_j\right) \right]}, \quad (9)$$

где $u_A\left(\lambda_j, g'_j\right)$ – значение функции принадлежности точек анализируемой спектральной характеристики уравнению НЛР этой характеристики; $u_S\left(\lambda_j, g''_j\right)$ – значение функции принадлежности точек эталонной спектральной характеристики уравнению НЛР этой характеристики.

Значение функции принадлежности некоторой точки $\left(\lambda_j, g_j\right)$ спектральной характеристики к её уравнению НЛР определяется следующим образом:

$$u\left(\lambda_j, g_j\right) = \begin{cases} 1 - \dfrac{a_0 + a_1\lambda_j - g_j}{c_0 + c_1\lambda_j}, \text{ если} \\ a_0 + a_1\lambda_j - c_0 - c_1\lambda_j \le g_j \le a_0 + a_1\lambda_j; \\ 1 - \dfrac{g_j - a_0 - a_1\lambda_j}{d_0 + d_1\lambda_j}, \text{ если} \\ a_0 + a_1\lambda_j \le g_j \le a_0 + a_1\lambda_j + d_0 + d_1\lambda_j; \\ 0 \text{ в противном случае,} \end{cases} \quad (10)$$

где $a_0, c_0, d_0, a_1, c_1, d_1$ – параметры, вычисленные при решении (3).

Шаг 3. Для анализируемой и каждой эталонной характеристик вычисляются значения результирующей нечёткой меры подобия:

$$F = \min\left(F^{UP}, F^{LOW}\right). \quad (11)$$

В качестве искомой выбирается эталонная характеристика, имеющая максимальное значение (10).

Выполнены экспериментальные исследования на реальных данных гиперспектральной съёмки с космического аппарата «Ресурс-П» в объёме 10 снимков, каждый из которых содержал более 100 различных объектов. Установлено, что применение разработанного алгоритма на основе нечётких мер подобия позволило повысить надёжность идентификационного решения на 9,1 % по сравнению с применением алгоритмов на основе классических мер подобия.

Для повышения надёжности идентификации предложен алгоритм консолидации результатов различных решений по идентификации объектов гиперспектральных изображений. В основу такого решения положена идея применения рейтинговых оценок результатов, полученных алгоритмами, основанными на различных подходах к идентификации.

Главными элементами алгоритма являются два конструктивных решения.

Во-первых, консолидация результатов идентификации, полученных с использованием меры подобия евклидова расстояния E, угловой меры подобия α, а также двух нечётких мер подобия F_1 (8) и F_2 (9) посредством применения формулы:

$$\overline{R}^k = \frac{1}{4}\left(R_E^k + R_\alpha^k + R_{F_1}^k + R_{F_2}^k\right). \quad (12)$$

Здесь R_E^k, R_α^k, $R_{F_1}^k$ и $R_{F_2}^k$ – рейтинговые оценки k-й эталонной характеристики при использовании алгоритмов идентификации на основе меры подобия евклидова расстояния E, угловой меры подобия α, нечётких мер подобия F_1 и F_2 ($k = \overline{1, K}$; K – количество эталонных характеристик в базе данных).

Во-вторых, упорядочение эталонных спектральных характеристик из базы дан-

ных по возрастанию усреднённых значений рейтинговых оценок $\overline{R}^k$.

Составными частями алгоритма консолидации являются алгоритмы идентификации на основе меры подобия евклидова расстояния, угловой меры подобия и нечётких мер подобия.

Выполнены экспериментальные исследования с привлечением натурной информации, описанной выше. Установлено, что надёжность идентификационного решения с помощью алгоритма консолидации повысилась на 6,1 % по сравнению с одним из исходных алгоритмов, дающим лучшее решение.

Предложенные решения в виде алгоритмов и программного обеспечения внедрены в Научном центре оперативного мониторинга Земли Корпорации «Российские космические системы», определённым Оператором отечественных систем дистанционного зондирования Земли России, и используются для обработки гиперспектральной информации от космических аппаратов серии «Ресурс-П».

Библиографический список

1. Антонушкина С.В., Еремеев В.В., Макаренков А.А., Москвитин А.Э., Юдаков А.А. Новые возможности анализа объектов земной поверхности на основе гиперспектральной съёмки // Сборник трудов II Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (Козловские чтения). Самара: Самарский научный центр РАН, 2011. С. 26-27.

2. Ахметов Р.Н., Стратилатов Н.Р., Юдаков А.А., Везенов В.И., Еремеев В.В. Основные направления исследований по созданию технологий обработки данных гиперспектральной съёмки Земли // Сб. тезисов докладов научно-технической конференции «Гиперспектральные приборы и технологии». Красногорск: ОАО «Красногорский завод им. С.А. Зверева», 2013. С. 23-24.

3. Ахметов Р.Н., Стратилатов Н.Р., Юдаков А.А., Везенов В.И., Еремеев В.В. Модели формирования и некоторые алгоритмы обработки гиперспектральных изображений // Исследование Земли из космоса. 2014. № 1. С. 17-28.
DOI: 10.7868/S0205961414010011

4. Юдаков А.А. Новые направления работ по анализу космических гиперспектральных снимков поверхности Земли // Тезисы докладов XVI Всероссийской научно-технической конференции «Новые информационные технологии в научных исследованиях». Рязань: РГРТУ, 2011. С. 237-238.

5. Демидова Л.А., Мятов Г.Н. Методика оценки уникальности фрагментов электронной карты с использованием нечёткой линейной регрессии // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Технические науки. 2013. № 4 (40). С. 14-26.

6. Мятов Г.Н. Формирование уникальных фрагментов электронной карты с использованием нечёткой линейной регрессии // Межвузовский сб. научных трудов «Математическое и программное обеспечение вычислительных систем». Рязань: РГРТУ, 2012. С. 169-181.

7. Haekwan L., Tanaka H. Fuzzy approximations with non-symmetric fuzzy parameters in fuzzy regression analysis // Journal of the Operations Research Society of Japan. 1999. V. 42, Iss. 1. P. 98-112.

8. Haekwan L., Tanaka H. Fuzzy regression analysis by quadratic programming reflecting central tendency // Behaviormetrika. 1998. V. 25, Iss. 1. P. 65-80. DOI: 10.2333/bhmk.25.65

9. Sakawa M., Yano H. Multiobjective fuzzy linear regression analysis for fuzzy input-output data // Fuzzy Sets and Systems. 1992. V. 47, Iss. 2. P. 173-181. DOI: 10.1016/0165-0114(92)90175-4

10. Trukhanov S.V. Using fuzzy linear regression in hyperspectral removal data classification algorithms // Proceeding of the XX-th International Open Science Conference «Modern informatization problems in economics and safety». Yelm, USA: Science Book Publishing House LLC, 2015. P. 56-61.

11. Демидова Л.А., Тишкин Р.В., Труханов С.В. Алгоритмы идентификации гиперспектральных характеристик объектов в задачах дистанционного зондирования Земли // Цифровая обработка сигналов. 2014. № 3. С. 30-37.

12. Демидова Л.А., Тишкин Р.В., Труханов С.В. Решение задачи идентификации гиперспектральных характеристик объектов с использованием системы интеллектуальной обработки данных гиперспектральной съёмки // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета. 2014. № 1 (47). С. 10-18.

13. Труханов С.В. Применение нечёткой линейной регрессии при идентификации гиперспектральных характеристик объектов // Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции «Теоретические и прикладные проблемы развития и совершенствования автоматизированных систем управления военного назначения». СПб: Военно-космическая академия имени Ф.А. Можайского, 2014. С. 401-406.

14. Заде Л.А. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений. М.: Мир, 1976. 165 с.

15. Van Der Weken D., Nachtegael M., Kerre E.E. An overview of similarity measures for images // IEEE International Conference on Acoustics Speech and Signal Processing. 2002. P. 3317-3320. DOI: 10.1109/icassp.2002.1004621

Информация об авторе

Труханов Сергей Викторович, заместитель начальника отдела, филиал акционерного общества «РКЦ «Прогресс» – ОКБ «Спектр», г. Рязань. E-mail: serge_tsv@mail.ru. Область научных интересов: исследование вопросов, связанных с идентификацией объектов земной поверхности по гиперспектральным снимкам от космических систем; разработка программного обеспечения тематической обработки гиперспектральной информации.

ALGORITHMS OF OBJECT IDENTIFICATION ON THE BASIS OF HYPERSPECTRAL EARTH SURVEY DATA USING FUZZY LINEAR REGRESSION

© 2016 S. V. Trukhanov

Branch of the joint stock company Space Rocket Center «Progress» –
Specialist Design Office «Spectrum», Ryazan, Russian Federation

An approach to solving problems of identifying Earth surface objects on the basis of hyperspectral survey data obtained from space complexes based on the comparison of hyperspectral characteristics of the objects investigated with a set of reference signatures is presented in the paper. Algorithms of object identification with the use of the theory of fuzzy sets are proposed: an identification algorithm based on fuzzy linear regression and an algorithm of consolidation of results of different identification solutions. The fuzzy linear regression algorithm is based on the use of non-symmetrical triangular fuzzy numbers. This approach, used earlier in solving approximation tasks and assessing the unique character of electronic map fragments is now used for the first time

Citation: Trukhanov S.V. Algorithms of object identification on the basis of hyperspectral Earth survey data using fuzzy linear regression. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 200-207.
DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-200-207

for the identification of hyperspectral characteristics. The choice is founded on the fact that fuzzy linear regression makes identification possible in ambiguous conditions. The results of experimental studies of the proposed algorithms based on real hyperpsectral survey data (from spacecraft «Resurs-P» N1) are presented in the form of 10 images. Identification reliability is shown to increase by 6.1 % as compared with one of the initial algorithms yielding the best solution in the case of consolidating results obtained by using algorithms based on the Euclidean distance similarity measure, the angle similarity measure, as well as fuzzy similarity measures.

Objects identification, hyperspectral characteristics, hyperspectral survey, fuzzy linear regression, algorithm.

References

1. Antonushkina S.V., Eremeev V.V., Makarenkov A.A., Moskvitin A.E., Yudakov A.A. Novye vozmozhnosti analiza ob"ektov zemnoy poverkhnosti na osnove giperspektral'noy s"emki. *Sbornik trudov II Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aktual'nye problemy raketno-kosmicheskoy tekhniki» (Kozlovskie chteniya)*. Samara: Samarskiy nauchnyy tsentr RAN Publ., 2011. P. 26-27. (In Russ.)

2. Akhmetov R.N., Stratilatov N.R., Yudakov A.A., Vezenov V.I., Eremeev V.V. Osnovnye napravleniya issledovaniy po sozdaniyu tekhnologiy obrabotki dannykh giperspektral'noy s"emki Zemli. *Sb. tezisov dokladov nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Giperspektral'nye pribory i tekhnologii»*. Krasnogorsk: OAO «Krasnogorskiy zavod im. S.A. Zvereva» Publ., 2013. P. 23-24. (In Russ.)

3. Akhmetov R.N., Stratilatov N.R., Yudakov A.A., Vezenov V.I., Eremeev V.V. Models of formation and some algorithms of hyperspectral image processing. *Izvestiya – Atmospheric and Ocean Physics*. 2014. V. 50, Iss. 9. P. 867-877.
DOI: 10.1134/S0001433814090023

4. Yudakov A.A. Novye napravleniya rabot po analizu kosmicheskikh giperspektral'nykh snimkov poverkhnosti Zemli. *Tezisy dokladov XVI Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Novye informatsionnye tekhnologii v nauchnykh issledovaniyakh»*. Ryazan: RyazanState Radio Engineering University Publ., 2011. P. 237-238. (In Russ.)

5. Demidova L.A., Myatov G.N. Uniqueness estimation technique of the electronic map"s fragments based on the fuzzy logic. *Vestnik of Samara State Technical University. Technical Sciences Series*. 2013. No. 4 (40). P. 14-26. (In Russ.)

6. Myatov G.N. Formirovanie unikal'nykh fragmentov elektronnoy karty s ispol'zovaniem nechetkoy lineynoy regressii. *Mezhvuzovskiy sbornik nauchnykh trudov «Matematicheskoe i programmnoe obespechenie vychislitel'nykh sistem»*. Ryazan: Ryazan State Radio Engineering University Publ., 2012. P. 169-181. (In Russ.)

7. Haekwan L., Tanaka H. Fuzzy approximations with non-symmetric fuzzy parameters in fuzzy regression analysis. *Journal of the Operations Research Society of Japan*. 1999. V. 42, Iss. 1. P. 98-112.

8. Haekwan L., Tanaka H. Fuzzy regression analysis by quadratic programming reflecting central tendency. *Behaviormetrika*. 1998. V. 25, Iss. 1. P. 65-80.
DOI: 10.2333/bhmk.25.65

9. Sakawa M., Yano H. Multiobjective fuzzy linear regression analysis for fuzzy input-output data. *Fuzzy Sets and Systems*. 1992. V. 47, Iss. 2. P. 173-181. DOI: 10.1016/0165-0114(92)90175-4

10. Trukhanov S.V. Using fuzzy linear regression in hyperspectral removal data classification algorithms. *Proceeding of the XX-th International Open Science Conference «Modern informatization problems in economics and safety»*. 2015. P. 56-61.

11. Demidova L.A., Tishkin R.V., Trukhanov S.V. The Objects Hyperspectral Feature Identification Algorithms in the Earth Remote Sensing Tasks. *Digital signal processing*. 2014. No. 3. P. 30-37. (In Russ.)

12. Demidova L.A., Tishkin R.V., Trukhanov S.V. Problem solution of objects hyperspectral feature identification by means of intellectual data processing system of hyperspectral removal. *Vestnik of Ryazan State Radioengineering University*. 2014. No. 1 (47). P. 10-18. (In Russ.)

13. Trukhanov S.V. Primenenie nechetkoy lineynoy regressii pri identifikatsii giperspektral'nykh kharakteristik ob"ektov. *Sbornik trudov Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Teoreticheskie i prikladnye problemy razvitiya i sovershenstvovaniya avtomatizirovannykh sistem upravleniya voennogo naznacheniya»*. Saint Petersburg: Voenno-kosmicheskaya akademiya imeni A.F. Mozhayskogo Publ., 2014. P. 401-406. (In Russ.)

14. Zadeh L.A. The concept of a linguistic variable and its application to approximate reasonin. American Elsevier Publishing Company, 1973. 165 p.

15. Van Der Weken D., Nachtegael M., Kerre E.E. An overview of similarity measures for images. *IEEE International Conference on Acoustics Speech and Signal Processing*. 2002. P. 3317-3320. DOI: 10.1109/icassp.2002.1004621

About the author

Trukhanov Sergey Viktorovich, Deputy Head of department, branch of the joint stock company Space Rocket Center «Progress» – Specialist Design Office «Spectrum», Ryazan, Russian Federation. E-mail: serge_tsv@mail.ru. Area of Research: object identification by hyperspecrtal images obtained from space systems; development of software for hyperspectral information thematic processing.

УДК 004.932 + 629.78 *DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-208-219*

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АПРИОРНОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРИ ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКЕ ВЫСОКОДЕТАЛЬНОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

© 2016 В. А. Ушенкин, Н. А. Егошкин

Рязанский государственный радиотехнический университет, г. Рязань

В статье исследуются подходы к использованию априорной информации о рельефе для повышения качества интерферометрической обработки данных от космических систем радиолокационного наблюдения Земли. Анализируется влияние рельефа на характер геометрического соответствия радиолокационных изображений и предлагается алгоритм быстрого и высокоточного их совмещения на основе полиномиальной аппроксимации влияния высоты рельефа. Показана необходимость уточнения перпендикулярной интерферометрической базы при современной точности навигационной информации, а также необходимость учёта рельефа. Обосновывается целесообразность двухэтапного уточнения базы: перед и после развёртывания фазы. Определяется влияние крутизны наклона рельефа на оценку когерентности. Анализируются существующие методы развёртывания фазы и предлагается алгоритм их комбинирования на основе априорной информации о характере сигнала на интерферограмме, при котором соответствующий метод способен развернуть фазу без значительных ошибок. Предлагается критерий выделения на интерферограмме областей, в которых от пикселя к пикселю наблюдаются сильные фазовые скачки, обусловленные крутым наклоном рельефа. Рассматривается процесс пересчёта фазы в высоту. Предлагается в качестве априорной информации использовать при интерферометрической обработке глобальные цифровые модели рельефа низкого разрешения, имеющиеся в открытом доступе.

Интерферометрическая обработка, радиолокационное изображение, интерферограмма, цифровая модель рельефа, когерентность, интерферометрическая база, развёртывание фазы.

Введение

Интерферометрическая обработка информации от космических систем радиолокационного наблюдения Земли позволяет извлечь данные о высоте точек земной поверхности из разности фаз сигнала двух радиолокационных изображений (РЛИЗ), полученных с близких орбит. Её продуктами являются цифровые модели рельефа (ЦМР). Обработка включает в себя следующие основные этапы:

1) определение параметров геометрического соответствия двух РЛИЗ;

2) трансформацию дополнительного РЛИЗ в координаты основного;

3) формирование фазоразностного изображения – интерферограммы;

4) расчёт интерферометрической базы;

5) вычитание из интерферограммы фазы плоского рельефа с учётом интерферометрической базы;

6) оценку когерентности – степени зашумлённости фазы на интерферограмме;

7) фильтрацию шумов на интерферограмме;

8) развёртывание фазы – восстановление истинных её значений из свёрнутых по модулю 2π;

9) пересчёт развёрнутой фазы в высоту с учётом интерферометрической базы;

10) трансформацию полученной матрицы высот в заданную картографическую проекцию.

Цитирование: Ушенкин В.А., Егошкин Н.А. Использование априорной информации при интерферометрической обработке высокодетальной радиолокационной информации // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 2. С. 208-219. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-208-219

Погрешности промежуточных результатов на выходе каждого этапа приводят к снижению точности конечного продукта или даже к невозможности выполнения дальнейших этапов обработки. Одним из факторов, приводящих к погрешностям, является влияние рельефа. Таким образом, для получения высокоточной ЦМР может потребоваться априорное знание рельефа.

Цель работы – исследовать целесообразность использования априорной информации при интерферометрической обработке и проанализировать глобальные ЦМР низкого разрешения, имеющиеся в открытом доступе, на пригодность для использования в качестве априорной информации о рельефе.

Влияние рельефа на геометрическое соответствие РЛИЗ

При интерферометрической обработке требуется совмещение исходных РЛИЗ с точностью до десятых долей пикселя. В противном случае наблюдается значимое снижение когерентности сигнала на интерферограмме. При значительных ошибках совмещения когерентность может снизиться практически до нуля, в результате чего выполнение последующих этапов обработки окажется невозможным.

Точность совмещения определяется адекватностью математической модели геометрического соответствия двух РЛИЗ и точностью определения её параметров. При интерферометрической обработке РЛИЗ среднего и низкого разрешения традиционно применялась полиномиальная модель [1]:

$$R_2(R_1,a_1)=\sum_{\substack{i\geq 0,\ j\geq 0,\\ i+j\leq N}} k_{Rij}R_1^i a_1^j,$$

$$a_2(R_1,a_1)=\sum_{\substack{i\geq 0,\ j\geq 0,\\ i+j\leq N}} k_{aij}R_1^i a_1^j, \qquad (1)$$

где R_1 и R_2 – наклонные дальности, определяющие позиции объекта в строках соответствующих РЛИЗ; a_1 и a_2 – азимуты, определяющие позиции в столбцах РЛИЗ; k_{Rij} и k_{aij} – коэффициенты полиномов; N – степень полинома.

Полиномиальная модель [1] адекватно описывает геометрическое соответствие РЛИЗ, когда относительно невелики перепад высоты рельефа, перпендикулярная интерферометрическая база $B_\perp$ или пространственное разрешение РЛИЗ. Зависимость максимальной ошибки совмещения от перепада высоты при различных $B_\perp$ представлена на рис. 1. При расчёте зависимостей использовались средний радиус Земли, высота орбиты 500 км и наклонная дальность 700 км.

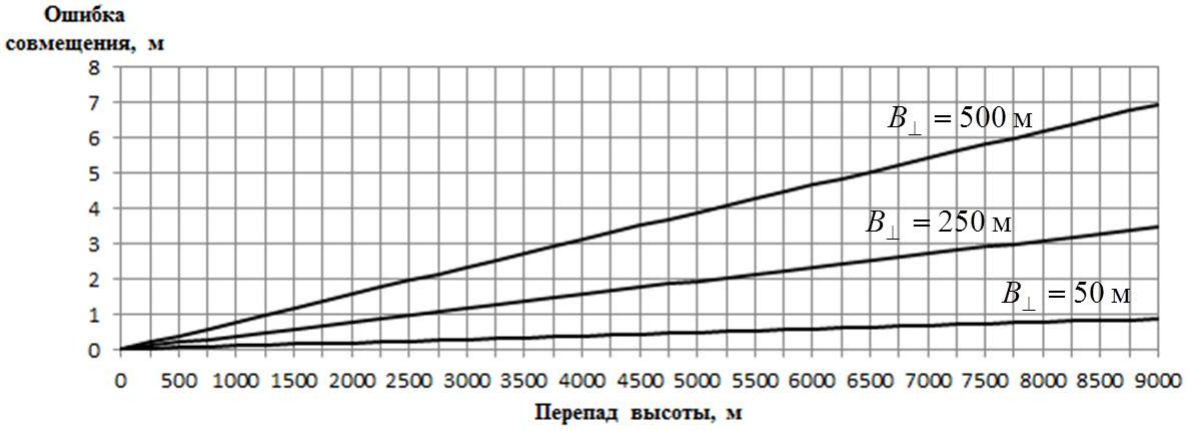


Рис. 1. Зависимость ошибки совмещения РЛИЗ полиномиальной моделью от перепада высоты рельефа

Современные космические радиолокаторы с синтезированной апертурой (РСА) в маршрутном режиме съёмки обеспечивают пространственное разрешение порядка 3 м, а в прожекторном режиме – 1 м. Следовательно для достижения точности совмещения порядка десятой доли пикселя необходимо, чтобы ошибка не превышала 0,3 м для маршрутного режима и 0,1 м для прожекторного. Из рис. 1 видно, что при километровых перепадах высоты рельефа, характерных для горной местности, полиномиальная модель [1] не способна обеспечить требуемую точность совмещения.

Замена полиномов в модели [1] на более сложные функции не приводит к повышению точности совмещения, поскольку при этом резко возрастают погрешности оценивания параметров модели из-за ошибок корреляционно-экстремального отождествления, вызванных спекл-шумом – характерной особенностью РЛИЗ.

Таким образом, при совмещении целесообразно использовать модели, учитывающие априорную информацию о рельефе снимаемой территории.

Алгоритм совмещения РЛИЗ с учётом влияния рельефа

Когда имеются априорные знания о высоте рельефа в каждом пикселе основного РЛИЗ, совмещение изображений можно выполнить путём преобразования планарных координат каждого пикселя на основном РЛИЗ в геодезические и последующего их преобразования в планарные координаты на дополнительном РЛИЗ [2;3]. Преобразования выполняются с помощью прямой и обратной функций геодезической привязки РЛИЗ, значения которых получают итерационно с использованием численных методов. Поэтому для совмещения РЛИЗ в соответствии с данным подходом требуется большой объём вычислений.

В то же время из рис.1 видно, что полиномиальная модель [1] при фиксированной высоте рельефа обеспечивает высокую точность совмещения, а зависимость её погрешности от высоты носит квазилинейный характер и может быть с высокой точностью аппроксимирована полиномом малой степени. Следовательно, геометрическое соответствие двух РЛИЗ можно с высокой точностью определить с помощью алгоритма, основанного на двойной полиномиальной модели. В ней функции соответствия планарных координат объекта на двух РЛИЗ для нескольких фиксированных значений высоты аппроксимируются полиномами вида (1). Коэффициенты полиномов (1) определяются по небольшому набору пикселей основного РЛИЗ, для которых с помощью прямой и обратной функций геодезической привязки определены координаты соответствующих им пикселей на дополнительном РЛИЗ.

Значения полиномов (1), построенных для нескольких значений высоты, в некотором пикселе основного РЛИЗ используются для построения полиномов, аппроксимирующих влияние высоты в данном пикселе:

$$\Delta R_2\left(R_1,a_1\right)=\sum_{i=0}^{M}k_{Ri}\left(R_1,a_1\right)\left(h-h_0\right)^i,$$

$$\Delta a_2\left(R_1,a_1\right)=\sum_{i=0}^{M}k_{ai}\left(R_1,a_1\right)\left(h-h_0\right)^i,$$

где $k_{Ri}\left(R_1,a_1\right)$ и $k_{ai}\left(R_1,a_1\right)$ – коэффициенты полинома; M – степень полинома. В качестве h_0 выбирается значение высоты, для которого была построена одна из пар полиномов вида (1). Такая пара полиномов с коэффициентами $k_{Rij}^{баз}$ и $k_{aij}^{баз}$ объявляется базовой и используется в двойной полиномиальной модели геометрического соответствия:

$$R_2=\sum_{\substack{i\ge 0,\,j\ge 0,\\ i+j\le N}}k_{Rij}^{баз}R_1^i a_1^j+\sum_{i=0}^{M}k_{Ri}\left(R_1,a_1\right)\left(h-h_0\right)^i,$$

$$a_2=\sum_{\substack{i\ge 0,\,j\ge 0,\\ i+j\le N}}k_{aij}^{баз}R_1^i a_1^j+\sum_{i=0}^{M}k_{ai}\left(R_1,a_1\right)\left(h-h_0\right)^i.$$

Поскольку навигационная информация, сопровождающая РЛИЗ, как правило, не обеспечивает субпиксельную точность геодезической привязки, коэффициенты $k_{Rij}^{баз}$ и $k_{aij}^{баз}$ необходимо дополнительно уточнить путём корреляционно-экстремального отождествления. Коэффициенты $k_{Ri}(R_1, a_1)$ и $k_{ai}(R_1, a_1)$ при этом уточнять не требуется, поскольку влияние погрешностей геодезической привязки на них пренебрежимо мало.

При $M = 2$ и $N = 2$ погрешность полиномиальной аппроксимации пренебрежимо мала, а за счёт того, что вычислить значения полиномов гораздо проще, чем значения функций геодезической привязки, значительно сокращается объём вычислений [4].

Уточнение перпендикулярной интерферометрической базы

Для вычитания фазы плоского рельефа требуется с высокой точностью знать величину перпендикулярной интерферометрической базы. В противном случае на интерферограмме остаётся квазилинейный набег фазы вдоль строки.

К современным ЦМР предъявляется требование, чтобы среднеквадратичная ошибка высоты не превышала 2 м. Для этого высота из-за паразитного набега вдоль всей строки должна изменяться не более чем на 7 м. Типичные значения коэффициента пропорциональности фазы высоте рельефа составляют порядка 10 °/м. Следовательно, набег фазы за строку должен быть не более 70°. Соответственно погрешность перпендикулярной интерферометрической базы не должна превышать нескольких дециметров. Навигационные системы ГЛОНАСС/GPS без дифференциальной коррекции не способны обеспечить такую точность. Поэтому уточнение базы необходимо осуществлять путём выявления и оценивания величины неустранённого набега фазы на интерферограмме.

Оценивание величины неустранённого набега фазы целесообразно выполнять после вычитания фазы опорного рельефа. В этом случае сигнал на интерферограмме будет определяться неустранённым набегом, фазовыми шумами и мелкими деталями рельефа, о которых не имеется априорной информации. В зарубежной литературе предлагается оценивать величину набега путём выявления максимума амплитудного спектра сигнала интерферограммы [5]. Однако точность такой оценки явно недостаточна, поскольку ограничена 180°, набегающими вдоль всей строки.

Более точно оценить величину набега можно после развёртывания фазы путём аппроксимации плоскостью полученной фазовой поверхности. Однако при развёртывании крайне желательно, чтобы получаемая фазовая поверхность была как можно ближе к горизонтальной плоскости – иначе повышается вероятность возникновения ошибок развёртывания. Поэтому оценивание неустранённого набега целесообразно выполнять в два этапа: предварительно по максимуму амплитудного спектра перед развёртыванием фазы и окончательно – после развёртывания.

Влияние рельефа на оценку когерентности

При оценивании когерентности γ_{ij} в пикселе ij предполагается, что в случае отсутствия шумов в его окрестности амплитуды сигналов на двух РЛИЗ должны совпадать, а фаза на интерферограмме должна быть постоянной:

$$\gamma_{ij} = \frac{\left| \sum_{\Delta i} \sum_{\Delta j} \left| s_{1,i+\Delta i,\, j+\Delta j} \right| \left| s_{2,i+\Delta i,\, j+\Delta j} \right| e^{j\varphi_{i+\Delta i,\, j+\Delta j}} \right|}{\sqrt{\sum_{\Delta i} \sum_{\Delta j} \left| s_{1,i+\Delta i,\, j+\Delta j} \right|^2} \sqrt{\sum_{\Delta i} \sum_{\Delta j} \left| s_{2,i+\Delta i,\, j+\Delta j} \right|^2}},$$

где $|s_{1ij}|$ и $|s_{2ij}|$ – амплитуды комплексных сигналов на двух РЛИЗ, представленных в единой геометрии; φ_{ij} – фаза на интерферограмме, изменения которой от пикселя к пикселю могут быть обусловлены шумами и изменением высоты рельефа.

Проанализируем, как снижается оценка когерентности, если не учитывается наклон рельефа. Для этого рассмотрим случай, когда в окрестности пикселя амплитуда сигнала постоянна, фазовые шумы и отличия амплитуд сигналов на двух РЛИЗ отсутствуют, а вдоль строки интерферограммы наблюдается наклон рельефа, приводящий к изменению фазы на $\Delta\varphi$ за один пиксель. График, иллюстрирующий снижение оценки когерентности с увеличением $\Delta\varphi$ при различных радиусах окрестности, в которой оценивается γ_{ij}, представлен на рис. 2. Видно, что при радиусе окрестности 4 пикселя заметное снижение оценки когерентности наблюдается уже при наклоне рельефа порядка 1 м/пиксель. При пространственном разрешении 3 м это соответствует углу отклонения от горизонтали порядка 20°. Таким образом, в случае холмистой местности уже желательно учитывать наклон рельефа.

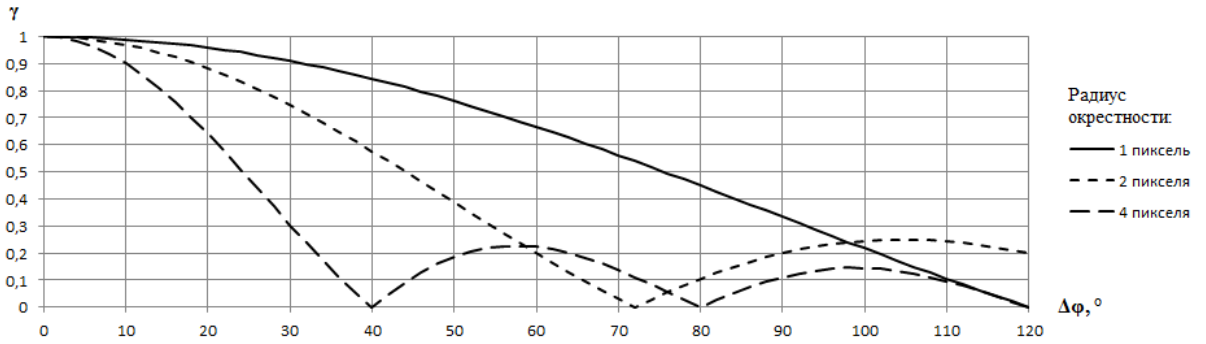


Рис. 2. Снижение оценки когерентности из-за наклона рельефа

При угле отклонения от горизонтали более 45° области на интерферограмме с низким уровнем шума ошибочно приписывается низкая когерентность, что приводит к игнорированию полезного сигнала в данной области. Во избежание этого при оценивании когерентности в случае горной местности необходимо учитывать наклон рельефа.

Учёт наклона рельефа осуществляется путём предварительного вычитания из интерферограммы фазы, соответствующей высоте опорного рельефа.

Развёртывание фазы

На данном этапе вариации фазы на интерферограмме обусловлены отличиями реального рельефа от опорного (подразумевается, что фаза опорного рельефа была вычтена) и шумами, не полностью подавленными при фильтрации. Следовательно, разворачиваемая фазовая поверхность должна быть близка к горизонтальной плоскости и отклоняться от неё лишь в локальных областях.

В основе развёртывания фазы лежит априорная информация о том, что высота рельефа медленно изменяется вдоль земной поверхности за исключением редких случаев обрывов, каньонов и крутых горных склонов. Следовательно можно предположить, что фаза на интерферограмме за один пиксель изменяется не более чем на половину периода, то есть 180° или π. Данное условие может не выполняться в небольшой доле пикселей либо из-за шума, либо из-за крутого наклона рельефа. Поэтому при развёртывании необходимо выявить такие пиксели и восстановить истинный градиент фазы в них.

Обозначим свёрнутые значения фазы, принадлежащие полуинтервалу $(-\pi, \pi]$, как $\tilde{\varphi}_{ij}$. Истинные значения фазы φ_{ij} отличаются от $\tilde{\varphi}_{ij}$ на целое количество периодов, в общем случае различное для каждого пикселя. На основе $\tilde{\varphi}_{ij}$ можно вычислить свёрнутые горизонтальные и вертикальные градиенты фазы, также принадлежащие полуинтервалу $(-\pi, \pi]$:

$$\tilde{G}_{ijx} = (\tilde{\varphi}_{i,j+1} - \tilde{\varphi}_{ij}) \mod (2\pi),$$
$$\tilde{G}_{ijy} = (\tilde{\varphi}_{i+1,j} - \tilde{\varphi}_{ij}) \mod (2\pi).$$

Истинные горизонтальные и вертикальные градиенты фазы в общем случае отличаются от свёрнутых на целое количество периодов:

$$G_{ijx} = \tilde{G}_{ijx} + 2\pi k_{ijx},$$
$$G_{ijy} = \tilde{G}_{ijy} + 2\pi k_{ijy}. \qquad (2)$$

При этом в большинстве пикселей $G_{ijx} = \tilde{G}_{ijx}$ и $G_{ijy} = \tilde{G}_{ijy}$.

В общем случае однозначно выявить пиксели, в которых $G_{ijx} \neq \tilde{G}_{ijx}$ или $G_{ijy} \neq \tilde{G}_{ijy}$, невозможно. Известно лишь, что они лежат на некоторых линиях, попарно соединяющих точки, в которых нарушается свойство потенциальности свёрнутого градиента фазы, то есть $\xi_{ij} \neq 0$, где:

$$\xi_{ij} = \tilde{G}_{ijx} + \tilde{G}_{i,j+1,y} - \tilde{G}_{i+1,jx} - \tilde{G}_{ijy}.$$

Такие точки называются сингулярными и им приписывается заряд в соответствии со знаком ξ_{ij}. При этом точки в паре, которые соединяются линией, должны иметь противоположные заряды. Кроме того, линии, проходящие через интерферограмму, могут соединять сингулярные точки, лежащие за её пределами. В этом случае один или оба конца линии будут лежать на границе интерферограммы.

Конкретное положение линий определяется сюжетом, однако, как правило, их суммарная длина близка к минимально возможной. Поэтому существующие методы сводят развёртывание фазы к той или иной задаче оптимизации. Однако на определённых сюжетах решение конкретной задачи оптимизации может значительно отличаться от истинной фазовой поверхности. При этом для каждого метода развёртывания фазы имеется априорная информация: на каких типах сюжетов он обеспечивает приемлемую точность, а на каких приводит к значительным ошибкам. Рассмотрим эту информацию.

Метод отсечения ветвей [6] основан на «жадном» алгоритме, находящем квазиоптимальное решение задачи минимизации суммарной длины линий отсечения. Значения $\tilde{G}_{ijx}$ и $\tilde{G}_{ijy}$ вдоль проведённых линий игнорируются при восстановлении фазовой поверхности. Метод не требует большого объёма вычислений и правильно проводит линии между парами сингулярных точек, вызванных редкими шумами в областях высокой и средней когерентности.

В методе потока минимальной стоимости [7] осуществляется переход от интерферограммы к транспортной сети, а линиям, соединяющим сингулярные точки, ставятся в соответствие пути проведения потоков в сети. При этом минимизируется суммарная стоимость всех потоков, в которой может учитываться не только расстояние между соединяемыми точками, но и когерентность, наклон фазовой поверхности и другие данные, получаемые при анализе интерферограммы. Проведение потоков позволяет также восстановить истинный градиент фазы по формуле (2), вычислив k_{ijx} и k_{ijy} в соответствии с проведённым количеством единиц потока. Метод обеспечивает высокую точность развёртывания фазы в областях высокой и средней когерентности в случае редких фазовых шумов и в простейших случаях крутого наклона рельефа. Недостатком метода является высокая вычислительная сложность, из-за которой его применяют не ко всей интерферограмме, а к её небольшим фрагментам. При этом значительно снижается точность и возникает проблема несогласованности результатов на границе соседних фрагментов.

Метод наименьших квадратов [8] не пытается напрямую определить положение линий, соединяющих сингулярные точки, а исходит из того, что пикселей, в которых $G_{ijx} \neq \tilde{G}_{ijx}$ или $G_{ijy} \neq \tilde{G}_{ijy}$, на интерферограмме очень мало. Поэтому в

нём строится фазовая поверхность, горизонтальные и вертикальные градиенты которой максимально похожи на $\tilde{G}_{ijx}$ и $\tilde{G}_{ijy}$ по весовому критерию наименьших квадратов. Развёртывание фазы сводится к многократному решению уравнения Пуассона в рамках итерационной схемы Пикара или метода сопряжённых градиентов, для чего требуется большой объём вычислений. Но, тем не менее, порядок сложности при этом меньше, чем у метода потока минимальной стоимости. Метод позволяет проигнорировать сильно зашумлённый сигнал в областях низкой когерентности и приближённо восстановить в них фазовую поверхность по значениям фазы на границах этих областей. Наличие сингулярных точек в областях высокой и средней когерентности приводит к локальным ошибкам развёртывания, постепенно убывающим с расстоянием. В случае, когда сингулярных точек достаточно много, за счёт суммирования ошибок возникает паразитный наклон фазовой поверхности на значительной части интерферограммы. Однако, если задать нулевые веса всем пикселям, в которых $G_{ijx} \neq \tilde{G}_{ijx}$ или $G_{ijy} \neq \tilde{G}_{ijy}$, метод наименьших квадратов обеспечит высокоточное развёртывание фазы в областях с ненулевым весом. При этом если несколько областей с ненулевым весом будут полностью изолированы друг от друга, средние уровни фазы в них будут подобраны так, чтобы наклон фазы на разделяющих их участках с нулевым весом был как можно меньше. Это не следует из весового критерия наименьших квадратов, однако обеспечивается итерационными схемами Пикара и метода сопряжённых градиентов, его минимизирующими.

Критерий выделения областей крутого наклона рельефа

Пиксели, в которых свёрнутый градиент фазы отличается от истинного из-за шумов, позволяет выделить «жадный» алгоритм, используемый в методе отсечения ветвей [6], а для выделения пикселей, в которых $G_{ijx} \neq \tilde{G}_{ijx}$ или $G_{ijy} \neq \tilde{G}_{ijy}$ из-за крутого наклона рельефа, необходимо разработать критерий.

Анализ интерферограмм показал, что отличия свёрнутого градиента фазы от истинного из-за крутого наклона рельефа наиболее часто возникают в тех областях, в которых от пикселя к пикселю резко изменяются модуль или направление вектора свёрнутого градиента фазы $\tilde{\mathbf{G}}_{ij} = \left(\tilde{G}_{ijx},\ \tilde{G}_{ijy}\right)$.

Относительное сходство модуля и направления двух векторов градиента можно оценить с помощью функции:

$$s\left(\mathbf{G}_1,\ \mathbf{G}_2\right) = \begin{cases} \dfrac{\mathbf{G}_1\mathbf{G}_2}{2\left(\max\left(\left|\mathbf{G}_1\right|,\ \left|\mathbf{G}_2\right|\right)\right)^2} + \dfrac{1}{2}, & G > 0; \\ 1, & G = 0. \end{cases} \quad (3)$$

Применив пороговую обработку значений функции (3), можно выделить области на интерферограмме, в которых наиболее вероятно отличие свёрнутого градиента фазы от истинного из-за крутого наклона рельефа.

Алгоритм развёртывания фазы

На основе приведённой информации о методах развёртывания фазы и предложенного выше критерия можно разработать алгоритм комбинирования указанных методов.

Поскольку в случае, когда области низкой когерентности изолируют друг от друга области средней и высокой когерентности, восстановить единую фазовую поверхность способен только метод наименьших квадратов, который должен завершать развёртывание фазы.

Для достижения высокой точности предварительно должны быть с помощью предложенного выше критерия выделены пиксели, в которых $G_{ijx} \neq \tilde{G}_{ijx}$ или $G_{ijy} \neq \tilde{G}_{ijy}$ из-за крутого наклона рельефа.

Данным пикселям назначаются нулевые веса. Критерий позволяет практически полностью выделить области крутого наклона рельефа. Небольшое количество пикселей может остаться невыделенным, что в результате дальнейшего развёртывания по методу наименьших квадратов приведёт к локальным ошибкам. Чтобы избавиться от этих ошибок, можно дополнительно обнулить веса в пикселях, в которых градиент полученной фазовой поверхности наиболее сильно отличается от $\tilde{G}_{ijx}$ и $\tilde{G}_{ijy}$, и выполнить ещё некоторое количество итераций по схеме Пикара или метода сопряжённых градиентов [8] с новыми весами.

Также перед развёртыванием фазы по методу наименьших квадратов следует выделить пиксели, в которых $G_{ijx} \neq \tilde{G}_{ijx}$ или $G_{ijy} \neq \tilde{G}_{ijy}$ из-за шумов, и восстановить истинный градиент фазы в них. Выделение пикселей осуществляется с помощью модификации «жадного» алгоритма из метода отсечения ветвей. Модификация заключается в том, что минимизируется не суммарная длина линий отсечения, а суммарная стоимость потоков. При этом в первую очередь проводятся наиболее «дешёвые» потоки, а на максимальную стоимость проводимого потока накладывается ограничение. Это позволяет учитывать только сингулярные точки, вызванные шумами. Восстановление истинного градиента фазы осуществляется так же, как и в методе потока минимальной стоимости.

Предложенный алгоритм комбинирования методов развёртывания фазы позволяет добиться более высокой точности для тех сюжетов, на которых каждый метод в отдельности приводит к значительным ошибкам. Покажем это на примере развёртывания фазы интерферограммы заповедника Улуру (Австралия), полученной по паре РЛИЗ от космической системы TerraSAR-X (рис. 3).



Рис. 3. Интерферограмма заповедника Улуру до вычитания фазы опорного рельефа

Результаты развёртывания с помощью методов отсечения ветвей, потока минимальной стоимости, наименьших квадратов и предложенного алгоритма представлены соответственно на рис. 4, *а*, *б*, *в* и *г*. Области на интерферограмме, в которых метод отсечения ветвей не развернул фазу, полностью их изолировав, показаны на рис. 4, *а* белым цветом. Из рис. 4 видно, что результат развёртывания

предложенным алгоритмом содержит гораздо меньше ошибок, чем результаты классических методов.

Пересчёт фазы в высоту

В случае полной изоляции отдельных фрагментов интерферограммы областями нулевого веса соотношение средних уровней фазы в них будет приближённо восстановлено методом наименьших квадратов при развёртывании фазы. Такой точности достаточно для окончательного уточнения интерферометрической базы. Однако средний уровень фазы отдельных изолированных фрагментов может быть восстановлен неправильно, что приводит к локальным ошибкам определения высоты порядка нескольких десятков метров. Поэтому, если площадь изолированного фрагмента достаточно велика, то для того, чтобы имелась высокоточная опорная информация о его средней высоте, целесообразно откалибровать средний уровень фазы в нём по опорному рельефу.

Так в примере на рис. 4, *г* скала в центре изображения была полностью изолирована от окружающей местности, а уровень фазы на ней занижен приблизительно на период. Для скалы имеется порядка 3000 отсчётов опорной высоты, по которым можно с высокой точностью восстановить истинный уровень фазы на ней.

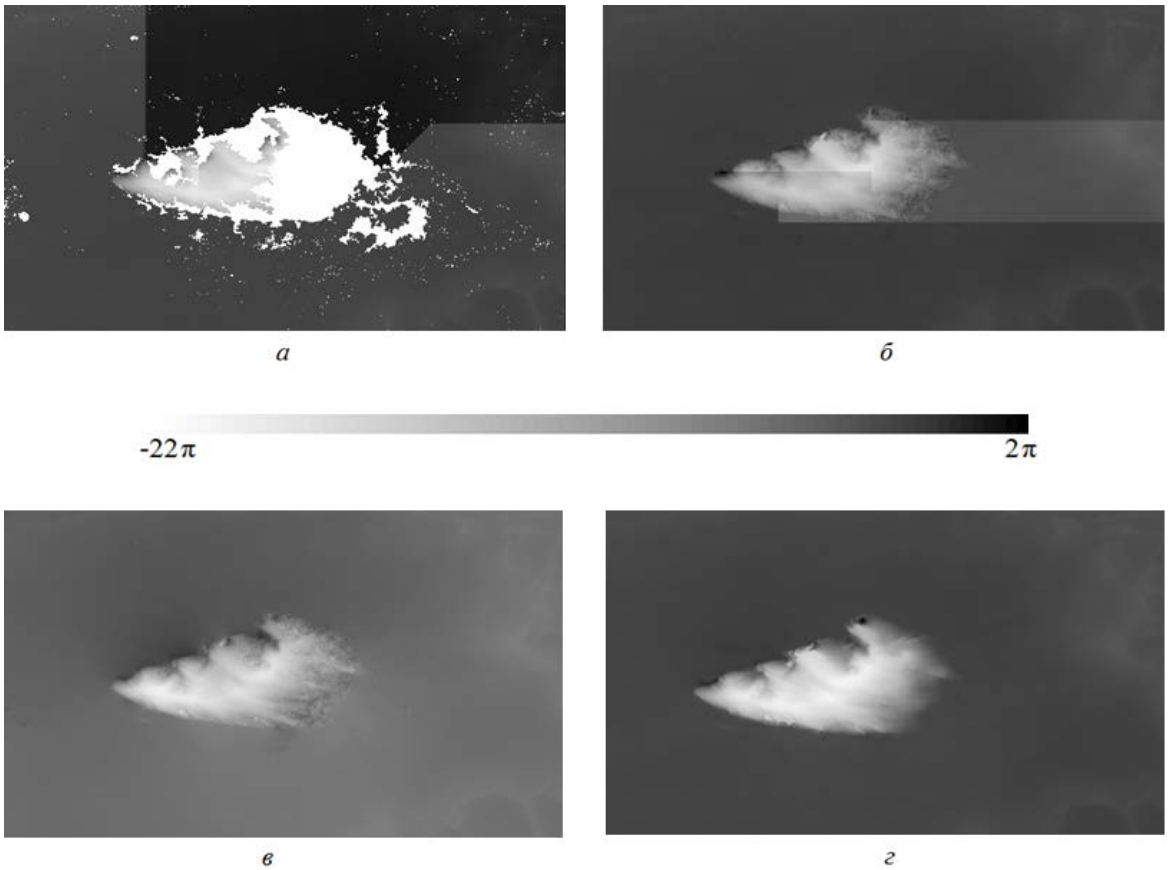


Рис. 4. Результаты развёртывания фазы после прибавления фазы опорного рельефа

Получение априорной информации о рельефе

В качестве источника априорных данных о рельефе могут выступать глобальные ЦМР низкого разрешения, имеющиеся в открытом доступе: SRTM3, ASTER GDEM, GMTED2010 и другие. Их пространственное разрешение варьируется от 30 до 900 м, а среднеквадратичная ошибка высоты – от 10 до 20 м. Часть ЦМР получена путём интерферометрической обработки РЛИЗ, часть – путём сте-

реофотограмметрической обработки оптических изображений. При этом предпочтение следует отдать наиболее детальным ЦМР, полученным по оптическим изображениям, поскольку в горных районах с крутым наклоном рельефа они содержат меньше артефактов, чем ЦМР, полученные по РЛИЗ, а именно в этих районах для интерферометрической обработки особенно нужны высокоточные опорные данные.

Заключение

Проведён анализ влияния рельефа на точность получения ЦМР при интерферометрической обработке. Показано, что в горной и холмистой местности необходим максимальный учёт априорной информации о рельефе, иначе ошибки совмещения РЛИЗ и оценивания когерентности могут привести к полной потере информации о высоте. Разработан алгоритм быстрого и высокоточного совмещения РЛИЗ с учётом опорного рельефа.

Рассмотрен учёт опорного рельефа на всех ключевых этапах интерферометрической обработки. В качестве априорной информации о рельефе предложено использовать глобальные ЦМР низкого разрешения и указано, каким из них следует отдавать предпочтение.

Выполнен анализ существующих методов развёртывания фазы и выявлены типы сигнала на интерферограмме, для которых тот или иной метод обеспечивает высокую точность. По результатам анализа разработан алгоритм комбинирования указанных методов, позволяющий повысить точность развёртывания фазы и дальнейшего определения высоты.

Произведена апробация предложенных алгоритмов с использованием РЛИЗ от современных зарубежных космических РСА TerraSAR-X, RadarSat-2, COSMO-SkyMed.

Библиографический список

1. Li Z., Bethel J. Image coregistration in SAR interferometry // The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. 2008. V. XXXVII. Part B1. P. 433-438.

2. Sansosti E., Berardino P., Manunta M., Serafino F., Fornaro G. Geometrical SAR image registration // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. 2006. V. 44, Iss. 10. P. 2861-2870. DOI: 10.1109/tgrs.2006.875787

3. Arikan M., Van Leijen F., Guang L., Hanssen R. Improved image alignment under the influence of elevation // European Space Agency, (Special Publication) ESA SP. 2008. Iss. 649. 5 p.

4. Егошкин Н.А., Ушенкин В.А. Совмещение высокодетальных изображений с использованием опорной цифровой модели рельефа при интерферометрической обработке радиолокационной информации // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета. 2015. № 1(51). С. 72-79.

5. Ren K., Prinet V., Shi X., Wang F. Comparison of satellite baseline estimation methods for interferometry applications // IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS). 2003. V. 6. P. 3821-3823. DOI: 10.1109/igarss.2003.1295281

6. Goldstein R.M., Zebker H.A., Werner C.L. Satellite radar interferometry: Two-dimensional phase unwrapping // Radio Science. 1988. V. 23, Iss. 4. P. 713-720. DOI: 10.1029/rs023i004p00713

7. Constantini M. A novel phase unwrapping method based on network programming // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. 1998. V. 36, Iss. 3. P. 813-821. DOI: 10.1109/36.673674

8. Ghiglia D.C., Romero L.A. Robust two-dimensional weighted and unweighted phase unwrapping that uses fast transforms and iterative methods // Journal of the Optical Society of America A. 1994. V. 11, Iss. 1. P. 107-117. DOI: 10.1364/josaa.11.000107

Информация об авторах

Ушенкин Виктор Андреевич, аспирант кафедры вычислительной и прикладной математики, Рязанский государственный радиотехнический университет. E-mail: foton@rsreu.ru. Область научных интересов: цифровая обработка изображений.

Егошкин Николай Анатольевич, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник научно-исследовательского института «Фотон», Рязанский государственный радиотехнический университет. E-mail: foton@rsreu.ru. Область научных интересов: цифровая обработка изображений.

USING APRIORI INFORMATION IN INTERFEROMETRIC PROCESSING OF HIGH RESOLUTION SAR DATA

© 2016 V. A. Ushenkin, N. A. Egoshkin

Ryazan State Radio Engineering University, Ryazan, Russian Federation

The paper presents an analysis of approaches to using apriori information on relief to improve the quality of spaceborne SAR data interferometric processing. The impact of relief on geometric matching of SAR images is analyzed and an algorithm of fast and high-precision SAR image matching based on polynomial approximation of relief height impact is proposed. The necessity of perpendicular baseline refinement, given the current accuracy of navigation data, is shown. The need of using reference relief to refine the baseline is also shown. The expediency of baseline refinement before and after phase unwrapping is substantiated. The impact of the steepness of relief slope on the coherence estimation is calculated. The existing methods of phase unwrapping are analyzed and an algorithm of their combining is proposed, based on apriori information on each method. A criterion for selecting areas on the interferogram where the true phase varies greatly from pixel to pixel because of the steep relief slope is presented. Phase – to - height conversion is also considered. Using publicly available global low resolution DEMs as apriori information on the relief is proposed.

Interferometric processing, SAR image, interferogram, DEM, coherence, interferometric baseline, phase unwrapping.

References

1. Li Z., Bethel J. Image coregistration in SAR interferometry. *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*. 2008. V. XXXVII, part B1. P. 433-438.

2. Sansosti E., Berardino P., Manunta M., Serafino F., Fornaro G. Geometrical SAR image registration. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. 2006. V. 44, Iss. 10. P. 2861-2870. DOI: 10.1109/tgrs.2006.875787

3. Arikan M., Van Leijen F., Guang L., Hanssen R. Improved image alignment under the influence of elevation. *European Space Agency, (Special Publication) ESA SP*. 2008. Iss. 649. 5 p.

4. Egoshkin N.A., Ushenkin V.A. DEM-assisted high resolution image coregistration for InSAR processing. *Vestnik of Ryazan State Radioengineering University*. 2015. No. 1(51). P. 72-79. (In Russ.)

Citation: Ushenkin V.A., Egoshkin N.A. Using apriori information in interferometric processing of high resolution sar data. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 200-207. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-208-219

5. Ren K., Prinet V., Shi X., Wang F. Comparison of satellite baseline estimation methods for interferometry applications. *IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*. 2003. V. 6. P. 3821-3823. DOI: 10.1109/igarss.2003.1295281

6. Goldstein R.M., Zebker H.A., Werner C.L. Satellite radar interferometry: Two-dimensional phase unwrapping. *Radio Science*. 1988. V. 23, Iss. 4. P. 713-720. DOI: 10.1029/rs023i004p00713

7. Constantini M. A novel phase unwrapping method based on network programming. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. 1998. V. 36, Iss. 3. P. 813-821. DOI: 10.1109/36.673674

8. Ghiglia D.C., Romero L.A. Robust two-dimensional weighted and unweighted phase unwrapping that uses fast transforms and iterative methods. *Journal of the Optical Society of America A.* 1994. V. 11, Iss. 1. P. 107-117. DOI: 10.1364/josaa.11.000107

About the authors

Ushenkin Victor Andreevich, postgraduate student, Ryazan State Radio Engineering University, Ryazan, Russian Federation. E-mail: foton@rsreu.ru. Area of Research: digital image processing.

Egoshkin Nikolay Anatolievich, Candidate of Sience (Engineering), leading researcher, Scientific Research Institute «Foton», Ryazan State Radio Engineering University, Ryazan, Russian Federation. E-mail: foton@rsreu.ru. Area of Research: digital image processing.

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

том 15, № 2

2016

Корректор Н. С. Куприянова
Компьютерная вёрстка Т. А. Ефимова
Переводчик Е. И. Безрукова

Формат 60×84 1/8. Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. – 28,0
Тираж 200.

Отпечатано в издательстве «Новая техника»
Подписано в печать 29.06.2016

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 с одной стороны листа формата А4 в режиме качественной печати, а также в электронном виде на отдельном носителе (CD, DVD). Каждый экземпляр должен быть подписан всеми авторами и вместе с комплектом документов (см. п. 7) отправлен на адрес редакции журнала «Вестник СГАУ»: **443086, г. Самара, Московское шоссе, 34, «Вестник СГАУ». Тел.: (846) 267-43-65; e-mail: vest@ssau.ru**.

2. **Текст статьи** представляется в формате Microsoft Word, подготовленный по следующим требованиям:

- объём статьи – до 10 страниц формата А4;
- поля текста – по 2,5 см с каждой стороны;
- шрифты – Times New Roman, Symbol;
- междустрочный интервал – одинарный;
- отступ первой строки абзаца – 1 см;
- выравнивание – по ширине страницы;
- страницы должны быть пронумерованы.

Имя файла определяется по фамилии первого автора: **Иванов.doc.**

Замена буквы «ё» на букву «е» в тексте недопустима.

3. Допускается наличие рисунков, формул и таблиц по тексту.

3.1. **Рисунки** размещаются как в самом тексте статьи, так и в отдельных файлах. 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; располагается под рисунком, выравнивание – по центру, курсив, кегль – 10 пт. Для ссылки на рисунок по тексту статьи следует использовать сокращение, например, рис. 1.

3.2. Для набора **математических выражений и формул** следует использовать Microsoft Equation 3.0 (и выше) или MathType по следующим требованиям:

- буквы латинского алфавита - Times New Roman; курсив, кегль 12 пт;
- буквы греческого алфавита - Symbol; курсив, кегль 12 пт;

Все специальные символы в тексте статьи должны выполняться в математическом редакторе. **Не допускается применение в тексте вставных символов Microsoft Word при наборе математических выражений и формул.**

Формулы следует печатать с новой строки; нумерация формул осуществляется в порядке следования по тексту статьи. Нумеровать следует только формулы, на которые в тексте делаются ссылки. Номер формулы и ссылка на неё в тексте обозначается числом в круглых скобках: (1), (2), (3). Допускается разбивка длинных формул на строки; длина формулы в строке строго ограничена – 80 мм.

3.3. Заголовок **таблицы** начинается со слова «Таблица» и номера по порядку; располагается над таблицей, выравнивание – по левому краю, кегль – 10 пт. Для ссылки на таблицу по тексту статьи следует использовать сокращение, например, табл. 1.

Обязательно наличие подрисуночных подписей и подписей к таблицам.

4. Аннотация к статье (на русском и английском языках) должна быть информативной (не содержать общих слов), содержательной (отражать основное содержание статьи и результаты исследований), структурированной (следовать логике

описания результатов в статье). Авторское резюме должно описывать основные цели исследования; объяснить методику проведения исследования (без методологических деталей); суммировать наиболее важные результаты и их важность. Рекомендуемый объём аннотации – 150-250 слов.

Аннотация не должна содержать ссылок на литературу и аббревиатуры (если возможно).

Аннотация на английском языке должна содержать англоязычную специальную терминологию по тематике публикации.

- При подготовке аннотации авторам предлагается ознакомиться с разделом 3.3 «Авторское резюме и ключевые слова на английском языке» в публикации:

Кириллова О.В. Редакционная подготовка научных журналов по международным стандартам. М., 2013. 90 с.,
(http://shkola.neicon.ru/images/documents/1_1kirillovaredprep_2013.pdf)

5. **Библиографический список** приводится на русском и английском языках отдельными списками. Требования к оформлению библиографических ссылок учитывают правила ГОСТ 7.0.5-2008.

Литературные источники располагаются в порядке их использования по тексту статьи в виде нумерованного списка. Ссылки на литературные источники в тексте приводятся в квадратных скобках и отделяются запятыми или тире, например, [1-3], [1,2,5].

В библиографическом описании каждого источника должны быть представлены **все авторы**.

5.1. Библиографический список на английском языке (References) должен полностью повторять структуру русскоязычного списка. Рекомендуемая схема описания русскоязычных публикаций на английском языке:

- авторы (транслитерация);
- перевод заглавия статьи на английский язык (для русскоязычных книг и монографий название приводится в транслитерации, далее перевод на английский язык в квадратных скобках);
- название русскоязычного источника (транслитерация или английский вариант, если таковой имеется);
- перевод названия источника на английский язык в квадратных скобках (для журналов можно не делать);
- выходные данные с обозначениями на английском языке (том – V., № – no., С. – P.);
- указание на язык статьи (In Russ.) после описания статьи.

В журнале выбран стандарт транслитерации BGN (The United States Board on Geographic Names), для корректной транслитерации информации авторам рекомендуется воспользоваться ресурсом http://ru.translit.net/?account=bgn.

5.2. Если русскоязычная публикация имеет переводной вариант (на английском языке), то в английской части библиографии приводятся переводные данные публикации.

5.3. Включение в библиографический список неопубликованных материалов не допускается.

5.4. Рекомендуется проверять правильность представляемых источников (название публикации, авторы, выходные данные и т.д.) на сайтах журналов (издательств), баз цитирования (РИНЦ, Scopus, Web of Science и др.); приводить только существующие источники. **Не допускается приводить ссылки и осуществлять заимствование из непроверенных источников.**

Авторам предлагается ознакомиться с разделом 3.4 «Списки литературы в латинице - References» в публикации:

Кириллова О.В. Редакционная подготовка научных журналов по международным стандартам. М., 2013. 90 с., (http://shkola.neicon.ru/images/documents/1_1kirillovaredprep_2013.pdf)

6. В каждой статье должны быть указаны следующие данные **на русском и английском языках** (по структуре оформления рукописи):

- УДК (при необходимости MSC);
- название статьи (12 пт, все буквы прописные жирное начертание);
- инициалы, фамилия автора(ов) (12 пт);
- название организации (без сокращения типа ФГБОУ ВПО), город, страна;
- аннотация (10 пт);
- ключевые слова (каждое ключевое слово или словосочетание отделяется от другого точкой с запятой) (10 пт, курсив);
- текст статьи (12 пт) (допускается разбиение текста на разделы: Введение, …, Заключение);
- библиографический список (References) (заголовок 12 пт, жирное начертание);
- информация об авторах: учёная степень, учёное звание, должность (с указание подразделения), организация; электронная почта (e-mail); область научных интересов.

6.1. Если авторы работают в разных организациях, то принадлежность указывается с помощью надстрочного знака: [1, 2]. Если авторы работают в одной организации, оцифровка индексами фамилий и организации не требуется.

6.2. Англоязычный блок, содержащий название статьи, ФИО авторов, наименование организации, аннотацию, ключевые слова, библиографический список, информацию об авторах, приводится отдельным разделом после информации об авторах на русском языке.

7. К тексту статьи прилагается комплект сопроводительных документов:

- направление организации (если авторы не являются сотрудниками СГАУ) на фирменном бланке, подписанное её руководителем или заместителем по научной работе, заверенное печатью;
- акт экспертизы о возможности опубликования в открытой печати;
- отзыв специалиста по научному направлению статьи (не являющегося сотрудником подразделения, где работают авторы);
- контактная информация: фамилия, имя, отчество (полностью) на каждого автора; адрес для переписки и телефон (не публикуются в журнале).

8. Статьи, не отвечающие перечисленным требованиям, к рассмотрению не принимаются. Рукописи и сопроводительные документы не возвращаются. Датой поступления рукописи считается день получения редакцией окончательного текста.

УДК 621.751+621.438

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕРМОПЛАСТИЧЕСКОГО УПРОЧНЕНИЯ ДЛЯ ВОССТАНОВЛЕНИЯ УСТАЛОСТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ДИСКОВ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

© 2014 М. А. Вишняков

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

В статье основное внимание уделено исследованию целесообразности применения метода термопластического упрочнения (ТПУ) для восстановления работоспособности ответственных деталей газотурбинных двигателей (ГТД), отработавших свой ресурс. Для этого на первом этапе выполнен анализ известных технологий ремонта, основной целью которых оказалось повышение работоспособности деталей путём восстановления механических характеристик их материала. Установлено, что применяемые технологии не позволяют достичь поставленной цели. Причинами этого являются формирование в поверхностном слое детали растягивающих остаточных напряжений, а также искажение структуры материала детали и, как следствие, уменьшение его механических характеристик. Метод термопластического упрочнения позволяет создать в поверхностном слое благоприятные сжимающие остаточные напряжения при сохранении исходной структуры материала. Проведённые испытания на усталость подтвердили эффективность применения метода термопластического упрочнения на заключительном этапе технологии восстановления работоспособности детали. Показано, что пределы выносливости новых деталей и восстановленных по предложенной технологии ремонта с применением метода термопластического упрочнения отличаются между собой на 5 %.

Газотурбинный двигатель, диск турбины, ремонтная технология, термопластическое упрочнение, сопротивление усталости.

Опыт эксплуатации газотурбинных двигателей (ГТД) показал, что большинство деталей, в частности, лопатки и диски компрессоров и турбин подвержены воздействию знакопеременных нагрузок, результатом которых, как правило, является возникновение и развитие усталостных трещин, которые создают в дальнейшем предпосылки для хрупкого разрушения [1]. Известно, что поломка дисков турбин не носит локального характера и может привести к выходу из строя всего двигателя.

… *(Текст статьи)*

Библиографический список

1. Биргер И.А. Стержни, пластинки, оболочки. М.: Физматлит, 1992. 392 с.

2. Кудрявцев И.В., Наумченко Н.Е., Саввина Н.М. Усталость крупных деталей машин. М.: Машиностроение, 1981. 240 с.

3. Молохов И.Ф., Евстафьев Н.Н., Никольский Ю.А. Повышение качества и предела выносливости поверхностей полостей дисков турбин из сплава ХН51ВМТЮКФР-Н // Авиационная промышленность. 2000. № 2. С. 29-33.

4. Грязнов Б.А., Городецкий С.С., Налимов Ю.С., Герасимчук О.Н. Сопротивление усталости рабочих лопаток турбин и компрессоров, отремонтированных сваркой // Проблемы прочности. 1994. № 11. С. 20-25.

5. Логунов А.В., Белявский А.К., Димитриенко Л.Н. Восстановление деталей ГТД с использованием лазерного излучения // Авиационная промышленность. 1999. № 3. С. 45-52.

Информация об авторе

Вишняков Михаил Анатольевич, 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: применение технологических методов упрочняющей обработки с целью повышения сопротивления усталости высоконагруженных деталей ГТД.

APPLICATION OF THERMOPLASTIC HARDENING FOR RESTORATION OF FATIGUE DURABILITY OF GAS TURBINE DISKS

© 2014 M. A. Vishnyakov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The main concern of the paper is the research of expediency of applying the method of thermoplastic hardening to restore the performance of the essential parts of gas turbine engines with expired service life. For this purpose at the first stage the known repair technologies the main objective of which was to increase the operability of parts by restoring the mechanical characteristics of their material are analyzed. It was found that the technologies applied do not make it possible to achieve the goal due to the formation of tensile residual stresses in the surface layer of the part as well as the distortion of the structure of the material the part is made of and, as a consequence, the reduction of its mechanical characteristics. The method of thermoplastic hardening makes it possible to create favorable tensile residual stresses while maintaining the initial structure of the material. The fatigue tests carried out confirmed the efficiency of applying the method of thermoplastic hardening at the final stage of technology of restoring the part's performance. It is shown that the difference of the endurance limits of new parts and those restored according to the proposed technology of repair using the method of thermoplastic hardening is 5%.

Gas turbine engine, turbine disk, repair technology, thermoplastic hardening, fatigue resistance.

References

1. Birger I.A. *Sterzhni, plastinki, obolochki* [Rods, plates, shells]. Moscow: Fizmatlit Publ., 1992. 392 p.

2. Kudrjavcev I.V., Naumchenko N.E., Savvina N.M. *Ustalost krupnyh detalej mashin* [Fatigue of large machine parts]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 240 p.

3. Molohov I.F., Evstaf'ev N.N., Nikol'skij Ju.A. Improving the quality and endurance limit of the cavity surface of turbine disks made of HN51VMTYUKFR-H alloy. *Aviacionnaja promyshlennost'*. 2000. No. 2. P. 29-33. (In Russ.)

4. Grjaznov B.A., Gorodeckij S.S., Nalimov Ju.S., Gerasimchuk, O.N. Fatigue resistance of turbine blades and compressor repaired by welding. *Problemy prochnosti*. 1994. No. 11. P. 20-25. (In Russ.)

5. Logunov A.V., Beljavskij A.K., Dimitrienko L.N. Restoration of gas turbine engine components using laser radiation. *Aviacionnaja promyshlennost'*. 1999. No. 3. P. 45-52. (In Russ.)

About the author

Vishnyakov Mikhail Anatolyevich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Aircraft Construction and Quality Management in Mechanical Engineering, Samara State Aerospace University, Russian Federation. E-mail: barvinok@ssau.ru. Area of Research: application of technological methods of strengthening treatment for the purpose of increasing fatigue resistance of high-loaded parts of gas turbine engines.