

ISSN 2542-0453 (Print)
ISSN 2541-7533 (Online)

**Вестник Самарского университета.
Аэрокосмическая техника,
технологии и машиностроение**

Том 15, № 3

2016

**Вестник Самарского университета.
Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение**

Т. 15, № 3, 2016

Главный редактор

Шахматов Е. В. член-корр. РАН 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 АО «РКЦ «Прогресс»

Астафьев В. И. д.ф.-м.н., профессор СамГУ

Богатырёв В. Д. д.э.н., профессор Самарский университет

Гречников Ф. В. академик РАН СНЦ РАН

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. академик РАН Самарский университет

Шорин В. П. академик РАН СНЦ РАН

Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering

V. 15, no. 3, 2016

Editor in Chief

Shakhmatov Ye. V. Corresponding Member of the Russian Academy of Science 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 JSC «SRC «Progress»

Astafiev V. I. Doctor of Science (Phys&Math), Professor SSTU

Bogatyrkov V. D. Doctor of Science (Econom.), Professor Samara University

Grechnikov F. V. Academician of the Russian Academy of Science SSC of RAS

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. Academician of the Russian Academy of Science Samara University

Shorin V. P. Academician of the Russian Academy of Science SSC of RAS

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 базах данных РИНЦ (НЭБ eLIBRARY.RU), Russian Science Citation Index (Web of Science), НЭБ КиберЛенинка; Inspec, Academic Search Ultimate (EBSCOhost), EastView, Ulrich's Periodicals Directory, CrossRef. Журнал включён в общероссийский каталог ОАО «Роспечать». Подписной индекс – 18264. Свидетельство о регистрации СМИ ПИ № ФС77-66768 от 08.08.2016 г.

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСАТМОСФЕРНОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНЬЮ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРНЫХ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ

В. Л. Балакин, А. В. Ковалёв, М. М. Крикунов 9

СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭНЕРГИИ МАЛОЙ МОЩНОСТИ

Д. Л. Каргу, А. М. Безняков, А. В. Немиров 17

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ЧИСЛА ЛОПАСТЕЙ И ДИАМЕТРА НА ШУМ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

П. А. Мошков, В. Ф. Самохин 25

МАШИНОСТРОЕНИЕ И ЭНЕРГЕТИКА

УСТРАНЕНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ АВТОКОЛЕБАНИЙ В ВЫХОДНОМ ТРАКТЕ РЕГУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ ГАЗА

М. В. Баляба, М. А. Ермилов, А. Н. Крючков, К. Ю. Шабанов 35

РАЗРАБОТКА КРИТЕРИЕВ АНАЛИЗА НАПРЯЖЁННО- ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В УПРУГОПЛАСТИЧЕСКОЙ ОБЛАСТИ

А. С. Букатый, С. А. Букатый 46

ПОВЫШЕНИЕ АДГЕЗИОННЫХ СВОЙСТВ И НАГРУЗОЧНОЙ СПОСОБНОСТИ СМАЗОЧНОГО СЛОЯ УЗЛОВ ТРЕНИЯ

*Д. Г. Громаковский, А. А. Коптев, Е. В. Крышень,
В. И. Хаустов, С. В. Шигин* 53

ЛАЗЕРНАЯ ПОРОШКОВАЯ ВОССТАНОВИТЕЛЬНАЯ НАПЛАВКА ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

*Р. С. Корсмик, Г. А. Туричин, О. Г. Климова-Корсмик,
Е. В. Земляков, К. Д. Бабкин* 60

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО СМЕСИТЕЛЯ ЗАКРЫТОГО ТИПА

*И. А. Лепешинский, В. А. Решетников, И. А. Заранкевич,
Е. А. Истомин, И. В. Антоновский, А. А. Гузенко* 70

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КАМЕР СГОРАНИЯ В СОСТАВЕ ГТД

А. Н. Маркушин, А. В. Бакланов 81

ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ГОРЕЛОЧНОГО УСТРОЙСТВА НА НЕРАВНОМЕРНОСТЬ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ ГТД <i>А. Н. Маркушин, А. В. Бакланов</i>	90
ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ ПОДДОРНЫХ СТУПЕНЕЙ НА ГЕНЕРАЦИЮ ТОНАЛЬНОГО ШУМА ВЕНТИЛЯТОРА АВИАДВИГАТЕЛЯ <i>Ю. Д. Халецкий, В. Н. Коржнев, Я. С. Почкин</i>	99
ВЛИЯНИЕ ПУЛЬСАЦИОННОЙ СКОРОСТИ НА ЭЛЕКТРОПРОВОДНОСТЬ УГЛЕВОДОРОДНОГО ПЛАМЕНИ <i>А. П. Шайкин, И. Р. Галиев, А. В. Бобровский</i>	109
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЯВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОПРОВОДНОСТИ ПЛАМЕНИ НЕОДНОРОДНОЙ ТОПЛИВОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И ДОВОДКЕ КАМЕР СГОРАНИЯ <i>А. П. Шайкин, П. В. Ивагин, И. Р. Галиев, А. Д. Дерячев, А. Я. Твердохлёбов</i>	116
<hr/> ЭЛЕКТРОНИКА, ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА, РАДИОТЕХНИКА И СВЯЗЬ <hr/>	
ФОРМИРОВАНИЕ СИГНАЛОВ С ЗАДАННЫМИ СПЕКТРАЛЬНЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ <i>А. Ю. Барaboшин, О. А. Минаева</i>	124
АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ ФОРМИРОВАНИЯ МЕШАЮЩИХ ОТРАЖЕНИЙ ОТ ЗЕМЛИ ПРИ ОБНАРУЖЕНИИ НИЗКОЛЕТАЮЩИХ ЦЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ ДВУХПОЗИЦИОННОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ <i>С. А. Воронцова</i>	131
РЕЗОНАНСНЫЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ С ШИРОТНО-ИМПУЛЬСНОЙ РЕГУЛИРОВКОЙ ВЫХОДНОГО НАПРЯЖЕНИЯ <i>Д. А. Ворох, А. И. Махов</i>	143
ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ АНТЕННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ АНТЕННЫ L- И R-ДИАПАЗОНА <i>О. В. Горячкин, И. В. Маслов</i>	153
АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ РАДИАЛЬНОГО СМЕЩЕНИЯ ЧАСТИЦЫ НА ПАРАМЕТРЫ ВИХРЕТОКОВОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ <i>С. А. Гудков, И. А. Кудрявцев</i>	163
АНАЛИЗ ИНФОРМАЦИОННЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ СИГНАЛА ДОПЛЕРОВСКОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ <i>А. И. Данилин, А. А. Грецов</i>	170

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЗОНДИРУЮЩЕГО СВЧ-СИГНАЛА С ЛОПАСТЬЮ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА	
<i>А. И. Данилин, С. В. Жуков, М. С. Попов</i>	178
ОСОБЕННОСТИ АВТОДИНОВ МИЛЛИМЕТРОВОГО ДИАПАЗОНА	
<i>К. А. Игнатков</i>	189
ИОННЫЙ ИСТОЧНИК НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ДМС-01 МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ № 2»	
<i>Н. Д. Сёмкин, И. В. Пияков, М. А. Родина, Д. В. Родин</i>	197
ИССЛЕДОВАНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ОТРАЖЕНИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ИМПУЛЬСНОГО СИГНАЛА ОТ НАНОМАТЕРИАЛОВ	
<i>Б. В. Скворцов, Д. М. Живоносная</i>	204
ВЛИЯНИЕ АССИМЕТРИЧНЫХ НАЧАЛЬНЫХ НЕСОВЕРШЕНСТВ ФОРМЫ НА СВОБОДНЫЕ КОЛЕБАНИЯ ТОНКИХ ОБОЛОЧЕК	
<i>С. В. Серёгин</i>	209

УПРАВЛЕНИЕ, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И ИНФОРМАТИКА

АЛГОРИТМ МОНИТОРИНГА ЭКОЛОГИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ПРИБРЕЖНЫХ АКВАТОРИЙ В РАЙОНЕ ИХ ИНТЕНСИВНОГО ХОЗЯЙСТВЕННОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ	
<i>М. Н. Гурьева, Ю. Н. Журавель, Р. В. Тишкин</i>	223

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

**EFFICIENCY OF TERMINAL CONTROL IN THE TRANS-ATMOSPHERIC
FIRST STAGE OF AN AEROSPACE SYSTEM UNDER ATMOSPHERIC
AND AERODYNAMIC DISTURBANCES**

V. L. Balakin, A. V. Kovalyov, M. M. Krikunov 9

**SPACECRAFT POWER SUPPLY SYSTEM USING ADDITIONAL
LOW- POWER SOURCES OF ENERGY**

D. L. Kargu, A. M. Beznyakov, A. V. Nemirov 17

**EVALUATION OF THE INFLUENCE OF THE NUMBER OF BLADES
AND DIAMETER ON PROPELLER NOISE**

P. A. Moshkov, V. F. Samokhin 25

MECHANICAL AND POWER ENGINEERING SCIENCES

**SUPPRESSION OF GAS-DYNAMIC SELF-OSCILLATIONS
IN THE OUTFLOW LINE OF A GAS CONTROL VALVE**

M. V. Balyaba, M. A. Ermilov, A. N. Kryuchkov, K. U. Shabanov 35

**DEVELOPMENT OF THE CRITERIA OF ANALYZING
THE STRESS-STRAIN STATE OF GAS TURBINE ENGINE PARTS
IN THE ELASTOPLASTIC RANGE**

A. S. Bukaty, S. A. Bukaty 46

**IMPROVEMENT OF ADHESIVE PROPERTIES AND LOAD CAPACITY
OF THE LUBRICANT LAYER OF FRICTION UNITS**

*D. G. Gromakovsky, A. A. Koptev, E. B. Kryshen,
V. I. Haustov, S. B. Shigin* 53

**LASER POWDER WELD RECONDITIONING OF GAS TURBINE
ENGINE BLADES**

*R. S. Korsmik, G. A. Turichin, O. G. Klimova-Korsmik,
E. V. Zemlyakov, K. D. Babkin* 60

**EXPERIMENTAL RESEARCH OF THE CLOSED-TYPE
GAS-DYNAMIC MIXER**

*I. A. Lepeshinsky, V. A. Reshetnikov, I. A. Zarankevich,
E. A. Istomin, I. V. Antonovsky, A. A. Guzenko* 70

**INVESTIGATION OF THE GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION
CHAMBER WORKFLOW**

A. N. Markushin, A. V. Baklanov 81

INFLUENCE OF THE BURNER FORM ON THE COMBUSTION CHAMBER OUTLET TEMPERATURE FIELD RIPPLE FOR DIFFERENT MODES OF OPERATION OF GAS TURBINE ENGINES <i>A. N. Markushin, A. V. Baklanov</i>	90
THE INFLUENCE OF BOOSTER DESIGN FEATURES ON AIRCRAFT ENGINE FAN TONAL NOISE <i>Yu. D. Khaletskiy, V. N. Korzhnev, Ya. S. Pochkin</i>	99
INFLUENCE OF FLUCTUATION VELOCITY ON THE ELECTRIC CONDUCTIVITY OF HYDROCARBON FLAMES <i>A. P. Shajkin, I. R. Galiev, A. V. Bobrovsky</i>	109
USING THE PHENOMENON OF ELECTRICAL CONDUCTION OF FLAME OF NON-HOMOGENEOUS AIR- FUEL MIXTURE IN DESIGN AND DEVELOPMENT OF COMBUSTION CHAMBER <i>A. P. Shajkin, P. V. Ivashin, I. R. Galiev, A. D. Derjachev, A. J. Tverdohljobov</i>	116
ELECTRONICS, MEASURING DEVICES, RADIO ENGINEERING AND COMMUNICATION	
GENERATION OF SIGNALS WITH PRESCRIBED SPECTRAL CHARACTERISTICS <i>A. Yu. Baraboshin, O. A. Minaeva</i>	124
ANALYSIS OF THE FEATURES OF EARTH SURFACE CLUTTER FORMATION IN THE CASE OF LOW- FLYING TARGET DETECTION WITH THE USE OF A BISTATIC RADAR <i>S. A. Vorontsova</i>	131
RESONANT CONVERTER WITH PWM OUTPUT VOLTAGE ADJUSTMENT <i>D. A. Vorokh, A. I. Makhov</i>	143
ANALYSIS OF AN ANTENNA SYSTEM DESIGN FOR A SYNTHETIC L- AND P-BAND APERTURE RADAR <i>O. V. Goryachkin, I. V. Maslov</i>	153
ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF RADIAL DISPLACEMENT OF A PARTICLE ON THE PARAMETERS OF AN EDDY-CURRENT PROBE <i>S. A. Gudkov, I. A. Kudryavtsev</i>	163
ANALYSIS OF INFORMATION CHARACTERISTICS OF A DYNAMIC DISPLACEMENT DOPPLER TRANSDUCER SIGNAL <i>A. I. Danilin, A. A. Gretskov</i>	170

**MATHEMATICAL DESCRIPTION OF THE INTERACTION BETWEEN
A PROBING MICROWAVE SIGNAL AND THE HELICOPTER MAIN
ROTOR BLADE**

A. I. Danilin, S. V. Zhukov, M. S. Popov

178

PECULIARITIES OF MILLIMETER RANGE AUTODYNES

K. A. Ignatkov

189

**ION SOURCE OF DMS-01 SCIENTIFIC EQUIPMENT
FOR «AIST No 2» SMALL SPACECRAFT**

N. D. Semkin, I. V. Piyakov, M. A. Rodina, D. V. Rodin

197

**RESEARCH OF THE COEFFICIENT OF REFLECTION
OF THE ELECTROMAGNETIC PULSE FROM THIN FILMS
AND NANOMATERIALS**

B. V. Skvortsov, D. M. Zhivonosnovskaya

204

**INFLUENCE OF ASYMMETRICAL INITIAL FORM IMPERFECTIONS
ON FRE OSCILLATIONS OF THIN SHELLS**

S. V. Seregin

209

CONTROL, COMPUTATIONAL EQUIPMENT AND INFORMATION SCIENCE

**ALGORITHM OF MONITORING THE ECOLOGICAL STATE OF
COASTAL WATERS IN AREAS OF HEAVY ECONOMIC USE**

M. N. Guryeva, Y. N. Zhuravel, R. V. Tishkin

223

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСАТМОСФЕРНОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНЬЮ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРНЫХ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ

© 2016

В. Л. Балакин доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, balakin@ssau.ru

А. В. Ковалёв магистрант, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

М. М. Крикунов кандидат технических наук, ассистент кафедры космического машиностроения, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, krikunov_mm@mail.ru

Рассматривается многошаговое терминальное управление субгиперзвуковой первой ступенью аэрокосмической системы при трансатмосферном наборе высоты. Пассивное движение летательного аппарата исследуется в условиях совместного действия атмосферных и аэродинамических возмущений. Конечным условием движения является достижение заданного значения угла наклона траектории, а конечное значение высоты является регулируемой величиной. Используется алгоритм терминального управления для формирования командного значения коэффициента аэродинамической подъёмной силы. При определении командного управления используется метод Ньютона с несколькими итерациями на шаге управления. Исследуется работоспособность и эффективность алгоритма по компенсации влияния атмосферных и аэродинамических возмущений на выполнение заданного конечного условия движения летательного аппарата по высоте. Приводятся и обсуждаются результаты моделирования движения летательного аппарата при терминальном управлении для предельно «разреженной» атмосферы и различных уровней отклонений коэффициента силы лобового сопротивления.

Аэрокосмическая система; субгиперзвуковая первая ступень; летательный аппарат; трансатмосфера; терминальное управление; коэффициент подъёмной силы; угол атаки; атмосферные и аэродинамические возмущения.

Цитирование: Балакин В.Л., Ковалёв А.В., Крикунов М.М. Оценка эффективности терминального управления трансатмосферной первой ступенью аэрокосмической системы в условиях атмосферных и аэродинамических возмущений // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 9-16. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-9-16

Введение

Освоение перспективными летательными аппаратами (ЛА), например первыми ступенями аэрокосмических систем (АэрКС), трансатмосферных высот полёта делает актуальной задачу исследования их управляемости в условиях возмущённого движения.

В работе [1] предложен алгоритм терминального управления по определению командного значения коэффициента подъёмной силы. Работоспособность и эффективность алгоритма подтверждены результатами моделирования пассивного набора высоты субгиперзвукового ЛА MPV (MIPCC-powered vehicle – аппарат с охлаждаемыми двигателями; Mass Injection Pre-Compressor Cooling – система дополнительной подачи кислорода и охлаждения двигателя), являющегося первой ступенью АэрКС RASCAL (Responsive Access, Small Cargo, Affordable Launch – доступная система для запуска малых грузов по требованию, США) [2;3] в условиях действия возмущений атмосферы.

Целью данной работы является оценка эффективности алгоритма терминального управления в условиях действия атмосферных и аэродинамических возмущений.

Модель движения

Следуя [1], в качестве модели пассивного движения ЛА в вертикальной плоскости примем традиционную систему дифференциальных уравнений, записанных в траекторной системе координат, а в качестве номинальной программы управления коэффициентом подъёмной силы примем кусочно-непрерывную функцию [4]:

$$C_{ya}^{ном} = \begin{cases} C_{ya1}, & \text{если } t < t_{II}; \\ C_{ya2}, & \text{если } t \geq t_{II}. \end{cases} \quad (1)$$

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

В соответствии с [2] на коэффициент подъёмной силы C_{ya} и на определяющий его угол атаки α наложены ограничения:

$$\alpha_{min} \leq \alpha \leq \alpha_{max}, \quad (2)$$

$$C_{ya min} \leq C_{ya} \leq C_{ya max},$$

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

В соответствии с [4] приняты значения параметров программы управления, обеспечивающие выполнение конечных условий движения, близких к аппарату МРВ: $C_{ya1} = 0,374$; $t_{II} = 14$ с.

Принятой номинальной программе управления при начальных условиях пассивного движения ЛА [1] (скорость $V_0 = 1174$ м/с; угол наклона траектории $\theta_0 = 38,4^\circ$; высота $h_0 = 26800$ м) соответствуют следующие конечные условия движения: $V_k = 674,8$ м/с; $\theta_k = 20^\circ$; $h_k = 63275$ м.

При моделировании возмущённого движения ЛА, как и в работе [1], используется универсальная модель отклонений плотности атмосферы [5]:

$$\rho(h) = \rho_{cm}(h) + \xi \sigma_\rho(h), \quad (3)$$

где плотность атмосферы $\rho(h)$ представляется как нормальная случайная функция высоты h , математическое ожидание $\rho_{cm}(h)$ 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:

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

где $\sigma_{\rho 0} = 0,05$ кг/м³ – средняя величина, соответствующая условиям на нулевой высоте [5].

В качестве аэродинамического возмущения рассматривается увеличение коэффициента силы лобового сопротивления, ухудшающего лётные характеристики ЛА:

$$C_{xa возм} = C_{xa ном} + C_{xa ном} k, \quad (5)$$

где $C_{xa возм}$ – коэффициент лобового сопротивления для возмущённого движения; $C_{xa ном}$ – номинальный коэффициент лобового сопротивления; k – коэффициент, с помощью которого задаётся интенсивность аэродинамического возмущения.

Алгоритм командного управления

Для компенсации влияния возмущений на конечные условия движения ЛА будем использовать предложенный в [1] алгоритм терминального управления с определением командного значения коэффициента подъёмной силы C_{ya2} .

Как и в [1], определение командного управления C_{ya2} начинается после времени переключения, заданы конечное значение угла наклона траектории θ_k^* как условие окончания интегрирования уравнений движения и конечное значение высоты h_k^* как регулируемая фазовая координата.

Нерегулируемое конечное значение скорости для принятых аэродинамических возмущений будет меньше заданного значения V_k^* , что будет компенсировано ракетной ступенью АэрКС на участке выведения КА на околоземную орбиту.

На каждом шаге управления (коррекции) i длительностью $\Delta\tau$ алгоритм формирования командного значения коэффициента подъёмной силы C_{ya2} предполагает:

1. Прогнозирование движения до выполнения заданного конечного условия движения по углу наклона траектории θ_k^* .
2. Формирование командного управления путём решения методом Ньютона одно-точечной краевой задачи для заданной конечной высоты h_k .
3. Прогнозирование движения с полученным управлением.
4. Принятие решения о необходимости следующей итерации для определения командного управления. Итерация проводится, если прогнозируемое отклонение конечной высоты от заданного значения h_k^* превышает установленную величину.

Результаты моделирования движения

Вначале было проведено моделирование возмущённого движения ЛА с номинальной программой коэффициента подъёмной силы для двух предельных значений нормально распределённой случайной величины ξ : $-5,5$ и $5,5$, соответствующих предельно «разреженной» и предельно «плотной» атмосфере, и четырёх вариантов коэффициента k : 2,5%, 5%, 10% и 15%.

Некоторые результаты моделирования приведены в табл. 1, в которой h_k – конечная высота; V_k – конечная скорость; t_k – конечное время; Δh_k , ΔV_k – соответственно отклонения конечной высоты и конечной скорости от заданных значений.

Таблица 1. Результаты моделирования при номинальной программе управления

ξ	$k, \%$	$h_k, \text{ м}$	$V_k, \text{ м/с}$	$\Delta h_k, \text{ м}$	$\Delta V_k, \text{ м/с}$
0	0	63275,10	677,99	0	0
-5,5	2,5	60932,77	716,36	-2342,32	38,37
-5,5	5	60808,39	715,05	-2466,71	37,06
5,5	15	63201,79	621,44	-73,31	-56,55

Из них следует, что при атмосферных возмущениях, соответствующих $\xi = 5,5$, имеется «эффект компенсирования» влияния более «плотной» атмосферы аэродинамическими возмущениями. Поэтому в дальнейшем варианты возмущений с «плотной» атмосферой не рассматривались

Из табл. 1 можно сделать следующие выводы. При «разреженной» атмосфере ($\xi = -5,5$) ЛА при выполнении заданного конечного условия по углу наклона траектории не достигает заданной конечной высоты и поэтому имеет большую конечную ско-

рость. Можно сказать, что летательному аппарату «не хватает» подъёмной силы из-за низкой плотности атмосферы, поэтому при терминальном управлении следует ожидать увеличения коэффициента подъёмной силы.

Затем было проведено моделирование возмущённого движения ЛА с терминальным управлением. Моделирование проводилось путём решения системы уравнений движения при возмущениях плотности атмосферы (3) и коэффициента силы лобового сопротивления (5). Окончание интегрирования определялось достижением заданного конечного значения угла наклона траектории θ_{κ}^* . Шаг по времени при формировании командного управления принят постоянным и равным 10 с.

Некоторые результаты моделирования приведены на рис. 1–6.

На рис. 1 – 4 показано изменение командных значений C_{ya2} и угла α_2 , а на рис. 5; 6 приведено количество итераций на каждом шаге управления при $k = 2,5\%$, $k = 5\%$, $k = 10\%$, $k = 15\%$ соответственно.

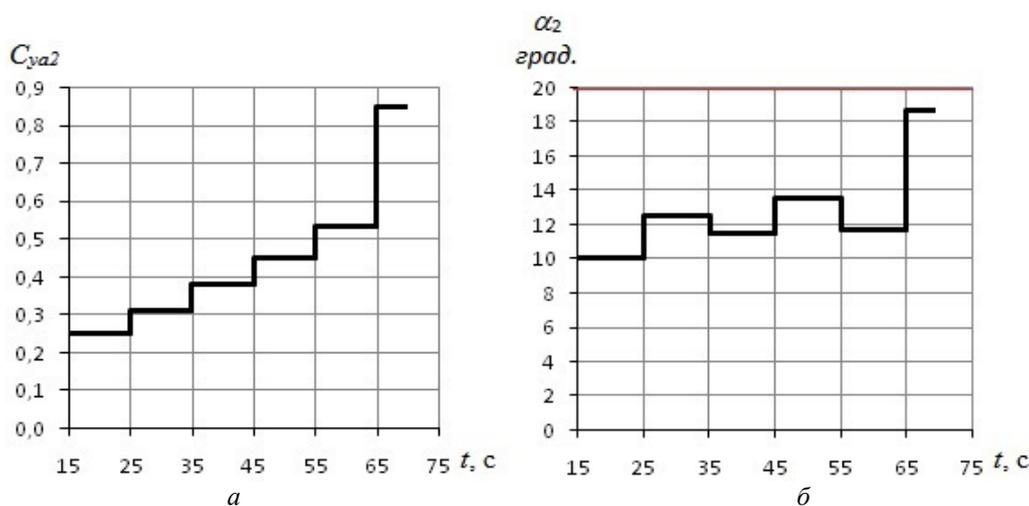


Рис. 1. Командные значения C_{ya2} и α_2 при $\xi = -5,5$ и $k = 2,5\%$:
 а – коэффициент C_{ya2} ; б – угол α_2

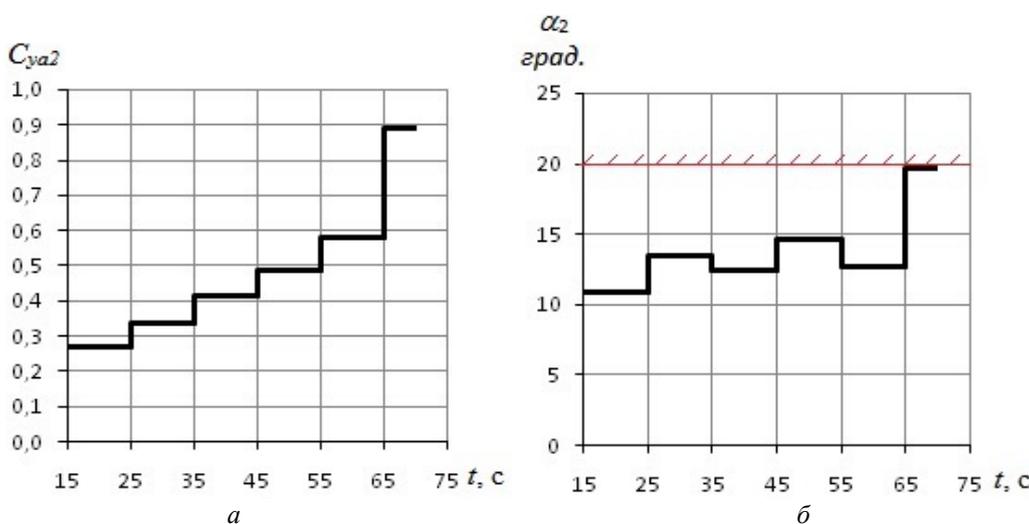


Рис. 2. Командные значения C_{ya2} и α_2 при $\xi = -5,5$ и $k = 5\%$:
 а – коэффициент C_{ya2} ; б – угол α_2 ;
 ----- – ограничение по углу атаки

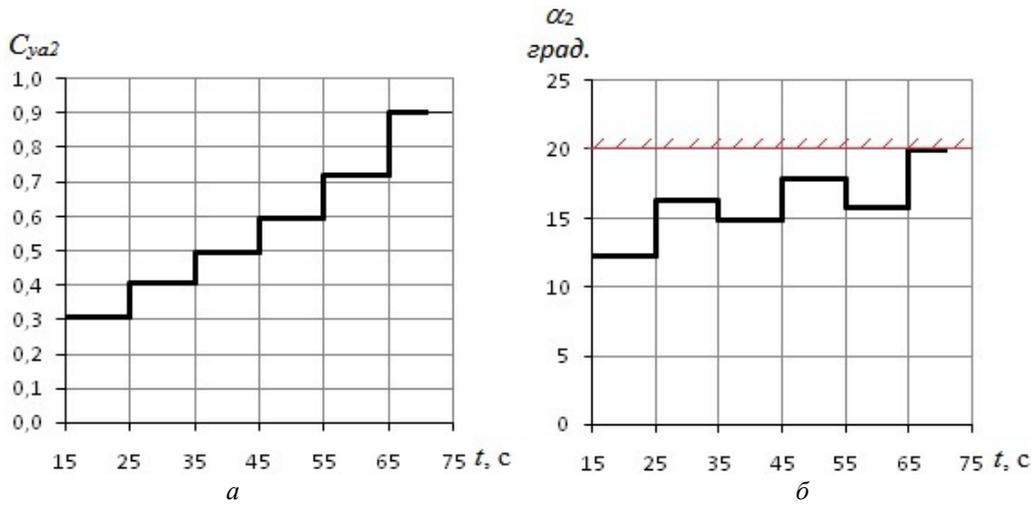


Рис. 3. Командные значения C_{ya2} и α_2 при $\xi = -5,5$ и $k = 10\%$:
 а – коэффициент C_{ya2} ; б – угол α_2 ;
 ----- – ограничение по углу атаки

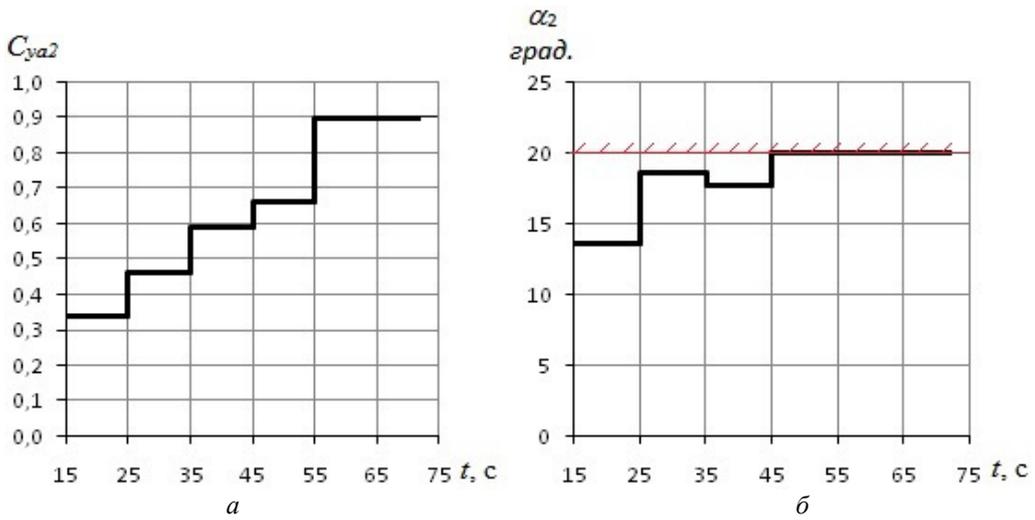


Рис. 4. Командные значения C_{ya2} и α_2 при $\xi = -5,5$ и $k = 15\%$:
 а – коэффициент C_{ya2} ; б – угол α_2 ;
 ----- – ограничение по углу атаки

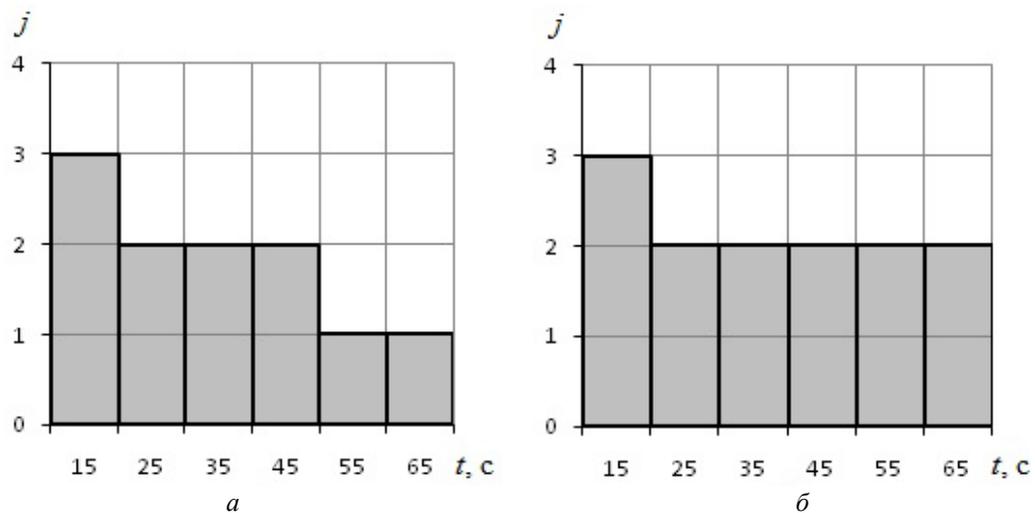


Рис. 5. Количество итераций при коррекции для $\xi = -5,5$ и $k = 2,5\%$, $k = 5\%$:
 а – $\xi = -5,5$ и $k = 2,5\%$; б – $\xi = -5,5$ и $k = 5\%$

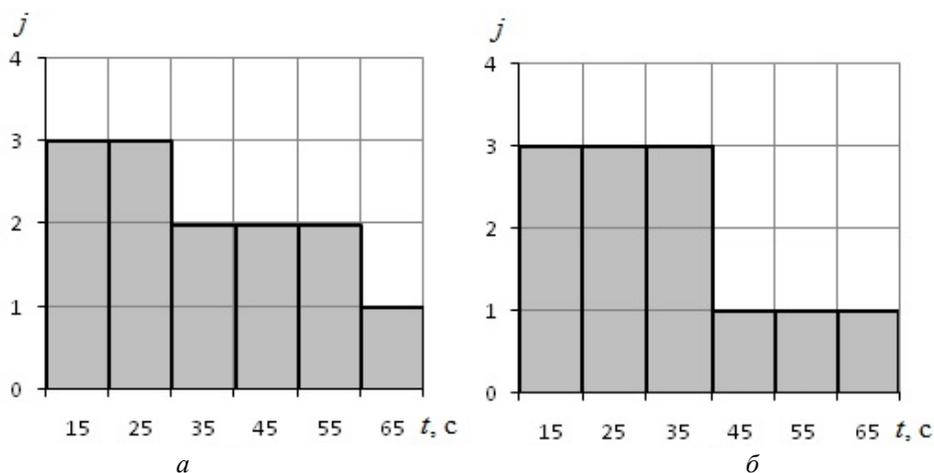


Рис. 6. Количество итераций при коррекции для $\xi = -5,5$ и $k = 10\%$, $k = 15\%$:
 а – $\xi = -5,5$ и $k = 10\%$; б – $\xi = -5,5$ и $k = 15\%$

Из результатов моделирования движения с терминальным управлением следует, что предложенный в [1] алгоритм компенсирует совместное действие атмосферных и аэродинамических возмущений, которым соответствуют значения коэффициентов $\xi = -5,5$ и $k = 2,5\%$, $\xi = -5,5$ и $k = 5\%$. При таких уровнях возмущений командный угол атаки не выходит на ограничения на всех шагах управления (на рис. 1, 2 максимальные значения угла атаки составляют $18,7^\circ$ и $19,6^\circ$ соответственно) и ошибки по конечной высоте составляют менее метра. Начиная с возмущений, которым соответствуют значения $\xi = -5,5$ и $k = 10\%$, командный угол атаки на заключительном участке движения (с 65-й секунды) выходит на ограничение 20° (рис. 3) и ошибка по высоте составляет -5 м. При $\xi = -5,5$ и $k = 15\%$ командный угол выходит на ограничение уже с 45-й секунды (рис. 4) и ошибка по высоте возрастает до -25 метров. Количество итераций при определении командного значения коэффициента подъемной силы по мере роста уровня аэродинамических возмущений и соответствующего увеличения ошибки по конечной высоте также увеличивается (рис. 5; 6). Отметим, что для уровней аэродинамических возмущений $k = 10\%$ (рис. 6, а) и $k = 15\%$ (рис. 6, б) на последних шагах управления проводится только одна итерация, которая сразу показывает выход командного угла атаки на ограничение 20° .

Заключение

Алгоритм терминального управления работоспособен и при совместном действии атмосферных и аэродинамических возмущений. Для предельно «разреженной» атмосферы алгоритм эффективен при увеличении коэффициента силы лобового сопротивления до 5%. При дальнейшем увеличении коэффициента силы лобового сопротивления командный угол атаки выходит на ограничение.

Библиографический список

1. 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
2. Young D.A., Olds J.R. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation // 13th International Space Planes and Hyperson-

ics Systems and Technologies Conference (May 2005, Capua, Italy). 23 p. <http://hdl.handle.net/1853/8372>. DOI:10.2514/6.2005-3241

3. 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

4. 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.

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

EFFICIENCY OF TERMINAL CONTROL IN THE TRANS-ATMOSPHERIC FIRST STAGE OF AN AEROSPACE SYSTEM UNDER ATMOSPHERIC AND AERODYNAMIC DISTURBANCES

© 2016

V. L. Balakin Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Automatic Systems of Power Plants, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, balakin@ssau.ru

A. V. Kovalyov postgraduate student, Samara National Research University, Samara, Russian Federation

M. M. Krikunov Candidate of Science (Engineering), Assistant of the Department of Space Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation krikunov_mm@mail.ru

Multi-step terminal control of the subhypersonic first stage of an aerospace system in trans-atmospheric climb is considered. Passive motion of spacecraft in conditions of joint influence of atmospheric and aerodynamic disturbance is analyzed. Achieving the prescribed value of the trajectory inclination angle is the terminal motion condition. Terminal height is a controlled value. An algorithm of terminal control for the formation of the command value of aerodynamic lift coefficient is proposed. The Newton method with one or more iterations at a control step is used in determining command control. The serviceability and efficiency of the algorithm compensating the influence of atmospheric and aerodynamic disturbances on the preset terminal altitude condition of spacecraft motion are analyzed. The results of simulating spacecraft motion with terminal control for maximally «rarefied» atmosphere and for different levels of deviation of the drag coefficient are discussed.

Aerospace system; subhypersonic first stage; space vehicle; trans-atmosphere; terminal control; lift coefficient; angle of attack; atmospheric and aerodynamic disturbance.

Citation: Balakin V.L., Kovalyov A.V., Krikunov M.M. Efficiency of terminal control in the trans-atmospheric first stage of an aerospace system under atmospheric and aerodynamic disturbances. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 9-16. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-9-16

References

1. 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. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-9-21.

2. Young D.A., Olds J.R. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RAS-CAL) 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.

3. 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

4. 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.)

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

СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭНЕРГИИ МАЛОЙ МОЩНОСТИ

© 2016

Д. Л. Каргу кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург, dmitrii_kargu@mail.ru.

А. М. Безняков кандидат технических наук, преподаватель кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург, bez-al@mail.ru.

А. В. Немиров преподаватель кафедры бортового электрооборудования и энергетических систем летательных аппаратов, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург, nemirov-vka@yandex.ru.

В статье проведён анализ современных систем электроснабжения космических аппаратов и возможные варианты расширения их возможностей за счёт использования источников электрической энергии малой мощности (энергия отражённого от Земли солнечного излучения и энергия магнитного поля Земли). Сделан вывод о наиболее подходящем типе системы электроснабжения космического аппарата для использования дополнительных источников энергии малой мощности. Рассмотрены особенности функционирования предложенной системы электроснабжения. Описан способ получения дополнительной электрической энергии на борту космического аппарата за счёт его вращения в магнитном поле Земли. Проведён анализ математических моделей магнитного поля Земли. На основе результатов анализа этих моделей для оценки величины магнитной индукции вдоль невысоких орбит космических аппаратов была применена модель описания геомагнитного поля, использующая ряды сферических гармоник (ряд Гаусса). На основе оценки магнитной индукции, заданных параметров космического аппарата и орбиты была рассчитана средняя мощность полученной электрической энергии от источников энергии малой мощности для бортовых потребителей на одном витке. Предложен вариант использования полученной таким образом дополнительной электрической энергии на борту космического аппарата. Использование предложенной схемы позволит расширить возможности космических аппаратов по получению, преобразованию и накоплению электроэнергии от первичных источников малой мощности, что позволит увеличить срок активного существования и энергооборужённость космических аппаратов.

Космический аппарат, система электроснабжения, генерирующий контур, модель магнитного поля Земли, электродвижущая сила.

Цитирование: Каргу Д.Л., Безняков А.М., Немиров А.В. Система электроснабжения космического аппарата с использованием дополнительных источников энергии малой мощности // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 17-24. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-17-24

Введение

К современным космическим аппаратам (КА) предъявляются высокие требования по срокам активного существования. В зависимости от типа КА и его целевого предназначения эти сроки могут достигать 10 лет и более. Одним из основных факторов, влияющих на длительность эксплуатации, является состояние системы электроснабжения (СЭС) КА, а именно источников электрической энергии: солнечных и аккумуляторных батарей. Ухудшение характеристик этих элементов снижает срок активного существования КА. Одним из способов решения проблемы является дополнение первичных источников электрической энергии в СЭС КА источниками энергии малой

мощности, устройствами, преобразующими энергию магнитного поля Земли и энергию отражённого солнечного излучения.

Основные типы систем электроснабжения

В настоящее время системы электроснабжения космических аппаратов делятся на несколько основных типов в зависимости от подключения шин питания к потребителям: система с общими шинами, система с разделёнными шинами и с параллельно включённым с потребителями стабилизатором напряжения, система с разделёнными шинами и с последовательно-параллельным включением стабилизатора напряжения. Выбор типа системы электроснабжения для КА может быть существенно осложнён допустимыми массогабаритными характеристиками [1].

Оптимальным типом для СЭС КА с использованием дополнительных источников энергии малой мощности является система с разделёнными шинами и с последовательно-параллельным включением стабилизатора напряжения.

Такая схема СЭС даёт возможность включения в неё дополнительных элементов, предназначенных для получения, преобразования и накопления электроэнергии от источников энергии малой мощности. В общем виде СЭС с разделёнными шинами последовательно-параллельным включением стабилизатора включает в себя: группу солнечных батареи (СБ) прямого солнечного света 1, стабилизатор напряжения 2, зарядное устройство 3, разрядное устройство 4, аккумуляторную батарею 5 (рис. 1).

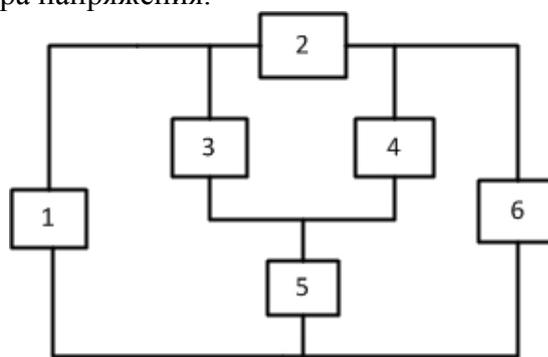


Рис. 1. Структура СЭС с разделёнными шинами и с последовательно-параллельным включением стабилизатора

В СЭС с использованием источников энергии малой мощности (рис. 2) [2; 3] дополнительно включены следующие элементы: группа солнечных батарей, предназначенных для преобразования отражённого от Земли солнечного света в электрическую энергию 7; генерирующий контур 8, представляющий собой совокупность проводников (обмотку), расположенных вдоль корпуса космического аппарата; выпрямительное устройство 9. В качестве потребителя энергии малой мощности может использоваться контроллер заряда аккумуляторной батареи от источников электроэнергии малой мощности 10.

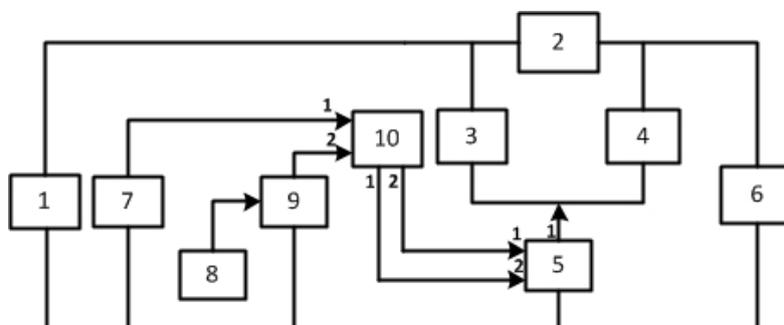


Рис. 2. Структура СЭС с использованием источников энергии малой мощности

Функционирование системы электроснабжения с использованием источников малой мощности

Рассмотрим каким образом осуществляется получение электроэнергии от магнитного поля Земли. Во время движения по орбите КА или отдельные его части могут вращаться. Это обусловлено задачей стабилизации КА в пространстве либо конструктивными особенностями КА. Генерирующий контур жёстко привязан либо к корпусу КА, либо к его вращающейся части. На рис. 3 представлен пример внешнего вида КА, стабилизированного вращением, когда генерирующий контур жёстко привязан к корпусу КА. Упрощённая схема движения КА по орбите в магнитном поле Земли представлена на рис. 4.

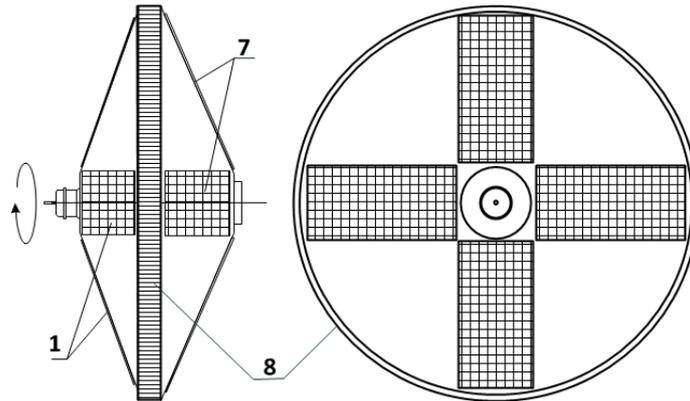


Рис. 3. Внешний вид КА, стабилизированного вращением

При вращении генерирующий контур пересекает линии индукции магнитного поля Земли, в результате чего по закону электромагнитной индукции в генерирующем контуре наводится мгновенная электродвижущая сила

$$e_i = - \frac{d(B S_B N_c \cos \omega t)}{dt} = B S_B N_c \omega \sin \omega t ,$$

где B – индукция магнитного поля Земли; S_g - площадь поперечного сечения генерирующего контура; N_c - количество витков в контуре; ω - угловая частота вращения (рис. 4).

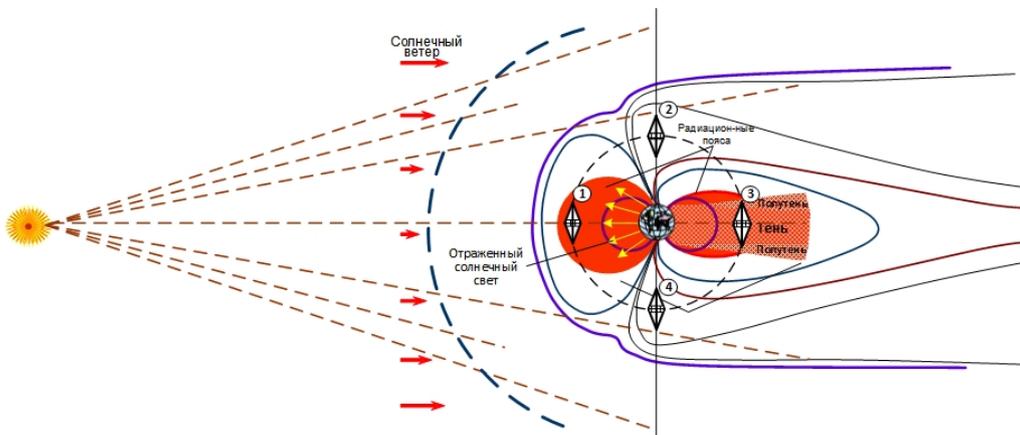


Рис. 4. Упрощённая схема движение КА по орбите в магнитном поле Земли

При замыкании генерирующего контура на нагрузку в цепи «потребитель – генерирующий контур» протекает ток. Средняя электрическая мощность генерирующего контура определяется выражением [4]:

$$P_{cp} = \frac{E^2}{R_c},$$

где E - действующее значение электродвижущей силы, R_c - сопротивление генерирующего контура. Таким образом, кинетическая энергия, сообщаемая КА в совокупности с энергией магнитного поля Земли, преобразуется в электрическую энергию. Чем выше момент закрутки КА, тем больше будет наводимая в генерирующем контуре электродвижущая сила (ЭДС) и тем выше будет его мощность.

Выработанная таким образом электрическая энергия через выпрямительное устройство 9 и контроллер заряда аккумуляторной батареи от источников электроэнергии малой мощности 10 может поступать, например, на отдельные элементы аккумуляторных батарей для их подзаряда.

Модель магнитного поля Земли

Для расчёта ЭДС и мощности генерирующего контура необходимо иметь значение магнитной индукции в любой точке орбиты КА. Для этого используются различные математические модели магнитного поля Земли (МПЗ). К настоящему моменту в результате успешных запусков КА получен большой экспериментальный материал, который позволяет дать достаточно полную картину магнитного поля Земли, уточнить существующие и разработать новые модели его описания. В результате анализа всех измерений магнитного поля Земли с использованием наземной, воздушной и космической съёмки были получены и постоянно уточняются модели геомагнитного поля Земли IGRF, WMM, GSFC, POGO, MGST [5] и модель ГОСТ 25645.126-85 [6].

Современные модели геомагнитного поля позволяют с высокой точностью рассчитывать индукцию магнитного поля на высотах до 18000-20000 км от поверхности Земли, однако выше магнитное поле Земли слабеет и влияние солнечного ветра становится существеннее. Это приводит к необходимости использования высотных моделей магнитосферы Земли – области взаимодействия МПЗ с солнечным ветром. Традиционно для описания геомагнитного поля используются ряды сферических гармоник (ряд Гаусса) в зависимости от географических координат. Современные модели геомагнитного поля искусственно ограничивают количеством $N = 13$ (195 коэффициентов), что определяется компромиссом между стремлением достичь хорошей определённости моделей главного поля и избежать влияния помех, создаваемых полями в земной коре. При длине ряда в 10-13 гармоник погрешность вычисления магнитной индукции на поверхности Земли составляет около 2%. Коэффициенты главного поля округлены до десятых нТл, что соответствует пределу разрешения данных современных наблюдений. Прогностическая модель вековой вариации ограничена $N = 8$ (80 коэффициентов), коэффициенты округлены до первых 0,1 нТл/год, что соответствует разрешению имеющихся данных. Точность вычисления магнитной индукции по современным моделям геомагнитного поля определяется в основном точностью сферических гармонических коэффициентов и их количеством в ряде Гаусса. Для глобальных моделей геомагнитного поля дальнейшее повышение точности связано со значительным увеличением числа сферических гармонических коэффициентов.

Согласно [7] модель геомагнитного поля внутриземных источников на расстоянии от 100 до 40 000 км от поверхности Земли определяется потенциалом U индукции

геомагнитного поля источников в точке пространства со сферическими координатами r, λ, θ и вычисляется по формуле:

$$U = r_3 \sum_{n=1}^N \sum_{m=0}^n \left(g_n^m \cos m\lambda + h_n^m \sin m\lambda \right) \left(\frac{r_3}{r} \right)^n P_n^m(\cos \theta), \text{ нТл/км};$$

где r_3 – средний радиус Земли, км; n – степень сферических гармоник; m – порядок сферических гармоник; $N = 13$ – максимальная степень сферических гармоник; g_n^m , h_n^m – сферические гармонические коэффициенты, нТл; λ – долгота от Гринвичского меридиана, °; r – геоцентрическое расстояние, км; θ – дополнение до широты, $\theta = \frac{\pi}{2} - \varphi$, °; φ – широта в сферических координатах, °; P_n^m – присоединённые полиномы Лежандра первого рода, определяемые по формуле:

$$P_n^m = \frac{(1-x^2)^{m/2}}{2^n n!} \frac{\partial^{n+m}}{\partial x^{n+m}} (x^2-1)^n.$$

Составляющие вектора индукции геомагнитного поля внутриземных источников \vec{B} в точке пространства со сферическими координатами r, λ, θ вычисляются по формулам:

$$B_x = \frac{1}{r} \frac{\partial U}{\partial \theta}, \quad B_y = \frac{1}{r \sin \theta} \frac{\partial U}{\partial \lambda}, \quad B_z = \frac{\partial U}{\partial r}.$$

Модуль индукции магнитного поля вычисляется по формуле

$$B = \sqrt{B_x^2 + B_y^2 + B_z^2},$$

где B_x, B_y, B_z – проекции вектора B на соответствующие оси координат.

На основе представленной модели магнитного поля Земли были получены зависимости величины ЭДС e_i и средней мощности P_{cp} генерирующего контура от положения КА на орбите, задаваемой истинной аномалией \mathcal{J} по Кеплеровским элементам орбиты на один виток (рис. 5, 6).

В качестве исходных данных для расчёта были приняты:

- круговая орбита высотой 500 км, наклонением 55 градусов, долготой восходящего узла 0 градусов;
- генерирующий контур с площадью поперечного сечения $S_g = 1 \text{ м}^2$ и сопротивлением проводов $R_c = 1.7 \text{ Ом}$;
- частота вращения КА вокруг своей оси 30 об/мин.

Расчёты проводились без учёта момента, тормозящего вращение КА, обусловленного действием сил Ампера на генерирующий контур, поскольку масса КА существенно превышает массу генерирующего контура.

Среднее значение мощности генерирующего контура за виток составило 14 мВт, а максимальное значение – 74 мВт. Таким образом, генерирующий контур может служить дополнительным источником электроэнергии на борту космического аппарата.

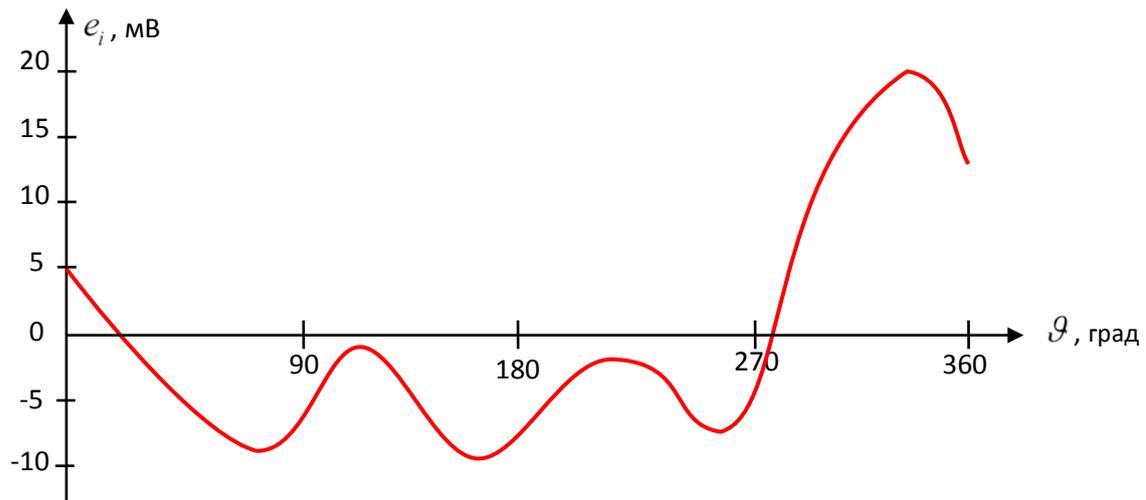


Рис. 5. Зависимость ЭДС генерирующего контура от истинной аномалии на виток

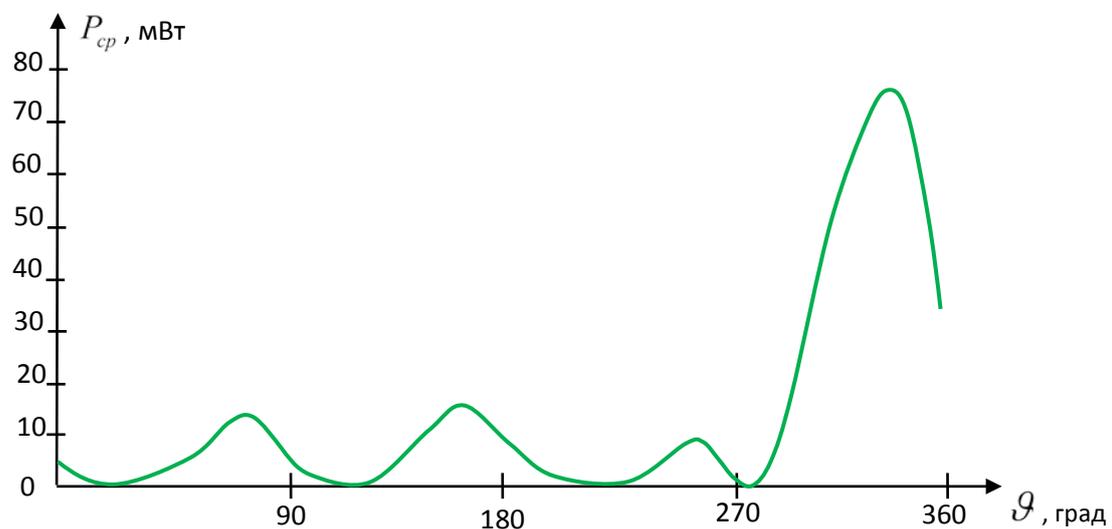


Рис. 6. Зависимость средней электрической мощности генерирующего контура от истинной аномалии на виток

Заключение

Система электроснабжения космического аппарата с использованием источников энергии малой мощности способна получать, преобразовывать и накапливать: а) энергию прямого и отражённого от Земли солнечного света; б) кинетическую энергию вращения космического аппарата в магнитном поле Земли. Использование в составе системы электроснабжения микроконтроллерного зарядного устройства, позволяющего осуществить зарядку аккумуляторной батареи от источников электрической энергии малой мощности (отражённого солнечного света и энергии магнитного поля Земли), позволит увеличить срок активного существования космического аппарата.

Библиографический список

1. Каргу Д.Л., Стеганов Г.Б., Петренко В.И., Власов В.А., Ратушняк А.И., Маленин Е.Н., Радионов Н.В. Системы электроснабжения космических аппаратов и ракет-носителей: уч. пособие. СПб: Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского, 2013. 116 с.

2. Грилихес В.А., Попов Л.Б. Солнечная энергия и космические полёты. М.: Наука, 1984. 216 с.

3. Каргу Д.Л., Безняков А.М., Кузнецов В.А., Комаров П.А., Овсянников А.Е. Система электроснабжения космического аппарата, стабилизированного вращением: заявка на изобретение № 2015102425 от 26.01.15 г.

4. Чилин Ю.Н. Моделирование и оптимизация в энергетических системах. СПб.: Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, 1995. 277 с.

5. Magnetospheric Field Models.
http://modelweb.gsfc.nasa.gov/magnetos/magnetos_index.html

6. ГОСТ 25645.126-85. Поле геомагнитное. Модель поля внутриземных источников. М.: Издательство стандартов, 1990. 23 с.

7. ГОСТ 25645.127-85. Магнитосфера Земли. Модель магнитного поля магнитосферных токов. М.: Издательство стандартов, 1990. 11 с.

SPACECRAFT POWER SUPPLY SYSTEM USING ADDITIONAL LOW-POWER SOURCES OF ENERGY

© 2016

D. L. Kargu Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Head of the Department of Electrical Equipment and Energy Systems of Flying Vehicles, Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky, Saint-Petersburg, Russian Federation, dmitrii_kargu@mail.ru

A. M. Beznyakov Candidate of Science (Engineering), teacher of the Department of Electrical Equipment and Energy Systems of Flying Vehicles, Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky, Saint-Petersburg, Russian Federation, beznyakov@mail.ru

A. V. Nemirov teacher of the Department of Electrical Equipment and Energy Systems of Flying Vehicles, Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky, Saint-Petersburg, Russian Federation, nemirov-vka@yandex.ru

The article analyzes modern spacecraft power supply systems and possible options for extending their possibilities through the use of low-power electric energy sources (the energy of solar radiation reflected from the Earth and the energy of the magnetic field of the Earth). A conclusion is made as to the most appropriate type of spacecraft power supply systems for the use of additional low-power sources of energy. The peculiarities of operation of the proposed power supply system are discussed. A method of producing additional electric energy on board the spacecraft due to its rotation in the Earth's magnetic field is described. Mathematical models of the Earth's magnetic field are analyzed. A model of description of the geomagnetic field using a series of spherical harmonics (number of Gauss) was applied on the basis of the results of the analysis of these models to assess the magnitude of the magnetic induction in spacecraft low orbits. Based on the evaluation of the magnetic induction, the set parameters of the spacecraft and the orbit the average power of electrical energy generated by low-power sources for on-board power consumers in one orbit pass was calculated. A variant of using additional electrical energy on board a spaceship is proposed. The use of the proposed scheme will make it possible to expand the possibilities of spacecraft to receive, transform and accumulate electrical energy from primary low-power sources, which will make the spacecraft service life longer and improve its power supply capacity.

Spacecraft, power supply system, generating circuit, model of the Earth's magnetic field, electromotive force.

Citation: Kargu D.L., Beznyakov A.M., Nemirov A.V. Spacecraft power supply system using additional low-power sources of energy. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 17-24. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-17-24

References

1. Kargu L., Steganov G.B., Petrenko V.I., Vlasov V.A., Ratushnyak A.I., Malenin E.N., Radionov N.V. *Sistemy elektrosnabzheniya kosmicheskikh apparatov i raket-nositeley: uch. posobie* [Systems of power supply for spacecraft and carrier rockets: study guide]. SPb.: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2013. 116 p.
2. Grilikhes V.A., Popov L.B. *Solnechnaya energiya i kosmicheskie polety* [Solar energy and space flights]. Moscow: Nauka Publ., 1984. 216 p.
3. Kargu D.L., Beznyakov A.M., Kuznetsov V.A., Komarov P.A., Ovsyannikov A.E. *Sistema elektrosnabzheniya kosmicheskogo apparata, stabilizirovannogo vrashcheniem* [Power supply system of spin-stabilized spacecraft]. Application for a discovery № 2015102425 dated 26.01.2015.
4. Chilin Yu.N. *Modelirovanie i optimizatsiya v energeticheskikh sistemakh* [Modelling and optimization in power systems]. Saint-Petersburg: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 1995. 277 p.
5. Magnetospheric Field Models. Available at:
http://modelweb.gsfc.nasa.gov/magnetos/magnetos_index.html
6. GOST 25645.126-85. Geomagnetic field. Magnetic field model of infernal originals. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1990. 23 p.
7. GOST 25645.127-85. Earth's magnetosphere. Magnetic field model of magnetospheric currents. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1990. 11 p.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ЧИСЛА ЛОПАСТЕЙ И ДИАМЕТРА НА ШУМ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

© 2016

П. А. Мошков инженер, Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, moshkov89@bk.ru

В. Ф. Самохин доктор технических наук, главный научный сотрудник, Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, samohin_vf@mail.ru

В статье представлены результаты расчётно-экспериментального исследования влияния числа лопастей и диаметра на шум воздушного винта, работающего при числах Рейнольдса свыше 10^6 . Показано, что увеличение числа лопастей при условии сохранения геометрического и аэродинамического подобия винтов, а также постоянстве числа Маха окружной скорости, приводит к существенному снижению шума от аэродинамической нагрузки. При этом шум вытеснения и широкополосный шум увеличиваются незначительно. Предложены выражения, которые могут быть использованы для оценки влияния диаметра и числа лопастей на шум вращения и шум задней кромки воздушного винта при условии постоянства тяги рассматриваемых винтов. Измерения акустических характеристик лёгкомоторных самолётов Як-18Т с двух- и трёхлопастными винтами: МАИ-223М и F30, выполненные на аэродроме базирования малой авиации в статических условиях, качественно подтвердили расчётные оценки влияния диаметра и числа лопастей на шум воздушного винта. Увеличение числа лопастей приводит к заметному снижению акустического КПД винтомоторных силовых установок.

Воздушный винт, шум воздушного винта, шум лёгких самолётов, шум самолётов на местности.

Цитирование: Мошков П.А., Самохин В.Ф. Оценка влияния числа лопастей и диаметра на шум воздушного винта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 25-34. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-25-34

Введение

Задача разработки малошумных винтов и аэроакустическая оптимизация уже эксплуатируемых воздушных винтов представляется актуальной и важной на пути решения в гражданской авиации – экологической проблемы, и в военной авиации – проблемы акустической заметности. В последние годы опубликовано значительное число работ по аэроакустической оптимизации воздушных винтов, основанной на численных исследованиях, например [1-7]. Выполнение расчётов с целью поиска оптимальной геометрии винта связано с большими затратами времени на вычисления и рассмотрением большого количества конструктивных вариантов. Поэтому представляет интерес исследование влияния основных параметров воздушного винта, таких как диаметр и число лопастей, на акустические характеристики воздушного винта на основе полуэмпирических моделей шума.

В общем случае снижение шума воздушного винта является достаточно сложной задачей. Решение её основано на оптимизации геометрических, аэродинамических и акустических характеристик воздушного винта. Интенсивность акустического излучения винта при условии сохранения неизменной тяги можно снизить за счёт оптимизации соотношения между числом лопастей, диаметром винта и величиной окружной скорости по критерию минимальной мощности акустического излучения.

Данная работа является продолжением исследований авторами методов снижения шума воздушных винтов и винтомоторных силовых установок (СУ) [8; 9].

На основании работ [10-12] можно сделать следующие выводы о влиянии числа лопастей и диаметра на шум воздушного винта.

Увеличение числа лопастей воздушного винта при условии сохранения постоянной тяги на взлётном режиме работы приводит к снижению действующей на лопасть аэродинамической нагрузки и, соответственно, к снижению составляющей гармонического шума от аэродинамической нагрузки. В то же время увеличение числа лопастей приводит к увеличению шума от вытеснения. Поэтому на режимах, когда существенную роль играет шум вытеснения, увеличение числа лопастей может привести к увеличению шума винта. Увеличение числа лопастей приводит к смещению частот гармонических составляющих в высокочастотную область и поэтому при оценке шума самолёта на местности в единицах дБА на взлётном, сертифицируемом по шуму на местности, режиме можно не достигнуть существенного эффекта снижения шума.

При увеличении диаметра винта условие сохранения неизменной тяги может быть выполнено либо за счёт некоторого уменьшения угла установки лопастей, либо за счёт снижения величины окружной скорости лопастей, что в любом случае приводит к уменьшению интенсивности гармонической составляющей шума от аэродинамической нагрузки.

Условия выполнения оценки влияния числа лопастей и диаметра на шум воздушного винта

Оценка влияния диаметра на акустические характеристики винта выполняется при следующих условиях сравнения:

- принцип равенства тяг сравниваемых винтов;
- принцип сохранения аэродинамического подобия (квазипостоянство числа Рейнольдса на относительном радиусе лопасти $\bar{r} = 0,75(Re_{0,75})$);
- условие сохранения законов распределения по размаху лопасти основных геометрических параметров (хорда, крутка и толщина);
- условие постоянства числа Маха окружной скорости воздушных винтов в концевом сечении лопасти ($M_{окр}$).

Ниже проводится оценка влияния числа лопастей и диаметра винта на его акустические характеристики с помощью экспериментального и расчётного методов. Экспериментальный метод основан на сравнительном анализе измеренных в статических условиях акустических характеристиках силовых установок самолёта Як-18Т различных модификаций и самолётов МАИ-223М и F30 [13-15] (табл. 1). Воздушные винты рассматриваемых самолётов отличаются числом лопастей и диаметрами. Расчётная оценка базируется на полуэмпирическом методе расчёта шума воздушных винтов для оценки тональных составляющих [16; 17], а для оценки широкополосного шума используется модель шума задней кромки, представленная в работах [18-20].

Таблица 1. Основные параметры воздушных винтов исследуемых самолётов Як-18Т, МАИ-223М и F30

Самолёт	Як-18Т	Як-18Т	МАИ-223М	F30
Двигатель	М-14П	М-14П	ROTAX-912ULS	ROTAX-912ULS
Число лопастей винта	3	2	3	3
Диаметр винта, м	2,5	2,4	1,8	1,74

Расчётная оценка влияния числа лопастей и диаметра винта на его звуковую мощность

Согласно полуэмпирической модели шума воздушного винта [16; 17], составляющие шума винта от аэродинамической нагрузки (W_P) и от вытеснения (W_{u_n}) можно рассчитать, используя нижеприведённые выражения для звуковой мощности данных источников.

Для шума от аэродинамической нагрузки:

$$W_P = c_1 \frac{\rho a^3}{c_0^3} \left[\alpha^2 + \frac{\beta}{(2\pi r)^2} \right] \frac{M_{окр}^2}{z^3 b_s} n^6 d^8. \quad (1)$$

Для шума вытеснения:

$$W_{u_n} = c_2 \frac{\rho a^3}{c_0^3} \left(1 + \frac{M_{II}^2}{M_{окр}^2} \right) \left(1 - \frac{\sin(2\pi a M_{окр} z^{-1})}{2\pi a M_{окр} z^{-1}} \right) \frac{1}{b_s} n^4 d^6 z a^{-2} \bar{s}^{-2}. \quad (2)$$

Здесь $M_{окр}$ – число Маха окружной скорости воздушного винта, M_{II} – число Маха полёта; α – коэффициент тяги; β – коэффициент мощности; c_1, c_2 – эмпирические коэффициенты пропорциональности; d – диаметр винта, м; a – максимальная толщина аэродинамического профиля лопасти на эффективном радиусе, м; \bar{a} – относительная толщина профиля лопасти; \bar{s} – коэффициент развёрнутой площади лопасти; \bar{r} – относительный радиус винта; c_0 – скорость звука, м/с; z – число лопастей; b_s – хорда лопасти в эффективном сечении, м; ρ – плотность воздуха, кг/м³; n – частота вращения воздушного винта, об/с.

Широкополосный шум можно оценить, используя выражение для спектральных третьоктавных уровней $SPL_{шур}(f)$ [18-20] так называемого шума задней кромки, предположительно являющегося доминирующим в широкополосном шуме тянущих воздушных винтов:

$$SPL_{шур}(f) = 10 \lg \left(u_{окр}^5 z \Phi \frac{\delta l}{R^2} \left(\frac{St}{St_{max}} \right)^4 \left(\left(\frac{St}{St_{max}} \right)^{1,5} + 0,5 \right)^{-4} \right) + K_b, \quad (3)$$

где δ – толщина пограничного слоя, м; $K_b=0$ – коэффициент масштабирования [19]; Φ – фактор направленности; $u_{окр}$ – окружная скорость воздушного винта, м/с; l – длина элемента лопасти, м; R – расстояние от источника до наблюдателя, м; $St = \frac{f \delta}{u}$ – число

Струхаля; $St_{max} = 0,1$ [19].

Отметим, что лопасти рассматриваемых винтов являются геометрически подобными, а режимы работы винтов соответствуют автомодельным режимам. В этом случае, используя выражения (1) и (2), можно, при выполнении условия постоянства тяги, оценить влияние числа лопастей и диаметра на звуковую мощность тональных составляющих шума вращения воздушного винта от аэродинамической нагрузки и от вытеснения, а также на шум задней кромки.

Основным условием сравнения акустических характеристик двух винтов является равенство их тяг на сходственных режимах работы:

$$\frac{z_2 \alpha_2 n_2^2 d_2^4}{z_1 \alpha_1 n_1^2 d_1^4} = 1. \quad (4)$$

Для составляющей шума вращения винта от аэродинамической нагрузки отношение мощностей акустического излучения винтов самолётов на основании выражений

(1) и (4) и с учётом равенства окружных скоростей ($\pi d_1 n_1 = \pi d_2 n_2$) и геометрического подобия профилей лопастей будет равно:

$$\frac{W_{\bar{p}2}}{W_{\bar{p}1}} = \frac{\alpha_2^2 M_{окр2}^2 n_2^6 d_2^8 z_1^3}{\alpha_1^2 M_{окр1}^2 n_1^6 d_1^8 z_2^3} = \frac{d_1^2 z_1^5}{d_2^2 z_2^5}. \quad (5)$$

Для составляющей шума вращения винта от вытеснения отношение мощностей акустического излучения винтов самолётов будет равно:

$$\frac{W_{u_{n2}}}{W_{u_{n1}}} = \frac{(M_{окр2}^2 + M_{n2}^2) n_2^4 d_2^6 z_2}{(M_{окр1}^2 + M_{n1}^2) n_1^4 d_1^6 z_1} = \frac{(M_{окр2}^2 + M_{n2}^2) d_2^2 z_2}{(M_{окр1}^2 + M_{n1}^2) d_1^2 z_1}. \quad (6)$$

Таким образом, получаем расчётное изменение уровня звуковой мощности шума от аэродинамической нагрузки:

$$\Delta L_{W_{\bar{p}}} = L_{W_{\bar{p}2}} - L_{W_{\bar{p}1}} = 20 \lg \frac{d_1}{d_2} + 50 \lg \frac{z_1}{z_2}. \quad (7)$$

Для шума вытеснения:

$$\Delta L_{W_{u_n}} = L_{W_{u_{n2}}} - L_{W_{u_{n1}}} = 20 \lg \frac{d_2}{d_1} + 10 \lg \frac{z_2}{z_1} + 10 \lg \frac{(M_{окр2}^2 + M_{n2}^2)}{(M_{окр1}^2 + M_{n1}^2)}. \quad (8)$$

Для шума вытеснения в статических условиях с учётом равенства окружных скоростей при числе Маха полёта $M_{II} = 0$:

$$\Delta L_{W_{u_n}} = L_{W_{u_{n2}}} - L_{W_{u_{n1}}} = 20 \lg \frac{d_2}{d_1} + 10 \lg \frac{z_2}{z_1}. \quad (9)$$

Для шума задней кромки:

$$SPL_{шур2} - SPL_{шур1} = 10 \lg \frac{z_2}{z_1}. \quad (10)$$

Отметим, что выражения (7) – (10) справедливы только при условиях сравнения, указанных выше.

Экспериментальные исследования влияния числа лопастей и диаметра на шум воздушного винта

На рис. 1 представлено сравнение измеренных суммарных уровней звуковой мощности СУ самолётов Як-18Т с двух- и трёхлопастными винтами при условии сохранения равенства тяги при одинаковых окружных скоростях. Поскольку на самолётах устанавливается один и тот же двигатель М-14П, то считаем, что на сходственных режимах работы роль поршневого двигателя будет одинаковой для обоих СУ. Поэтому рис. 1 характеризует влияние числа лопастей и диаметра на шум воздушного винта. Можно видеть, что при пониженных режимах работы ($M_{окр} \sim 0,5$) увеличение числа лопастей приводит к существенному снижению шума силовой установки на величину до 5 дБ. При повышенных режимах работы роль шума вытеснения в суммарном шуме воздушного винта возрастает и поэтому суммарное снижение шума за счёт увеличения числа лопастей и диаметра становится 2 дБ при $M_{окр} > 0,7$.

Для воздушного винта самолёта Як-18Т расчётное суммарное снижение шума от аэродинамической нагрузки при увеличении числа лопастей и диаметра составляет 9 дБ, что согласуется с экспериментальными данными при пониженных режимах работы. Для шума вытеснения расчётное увеличение за счёт увеличения числа лопастей и диаметра составляет 2 дБ. Для шума задней кромки расчётное увеличение за счёт увеличения числа лопастей составляет 2 дБ, но ожидаемая роль этого излучения в суммарном шуме силовой установки невелика [9].

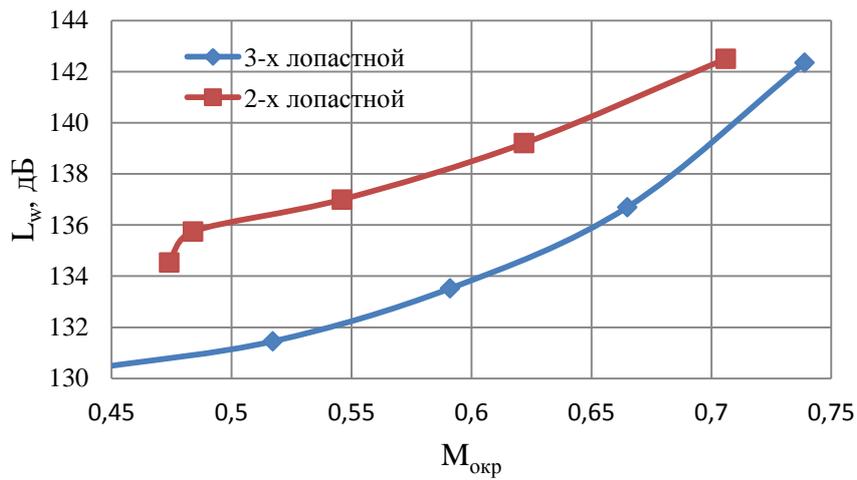


Рис. 1. Сравнение измеренных суммарных уровней звуковой мощности СУ самолёта Як-18Т с двух- и трёхлопастными винтами в зависимости от числа Маха окружной скорости

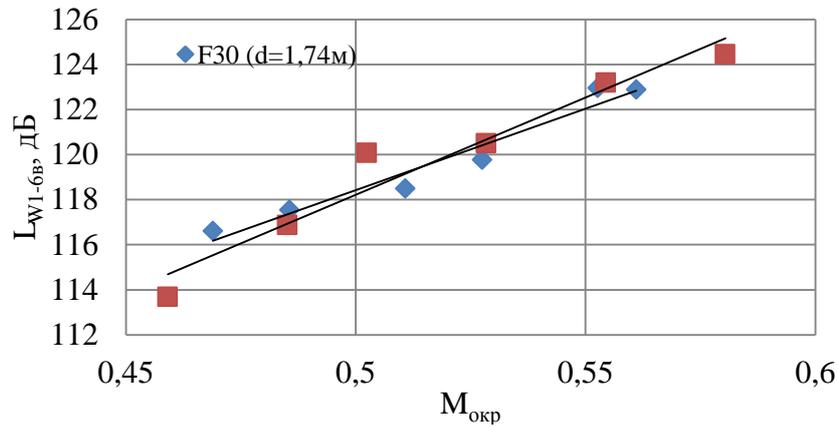


Рис. 2. Сравнение измеренных суммарных уровней звуковой мощности первых шести гармоник шума вращения для винтов самолётов МАИ-223М и F30 в зависимости от числа Маха окружной скорости

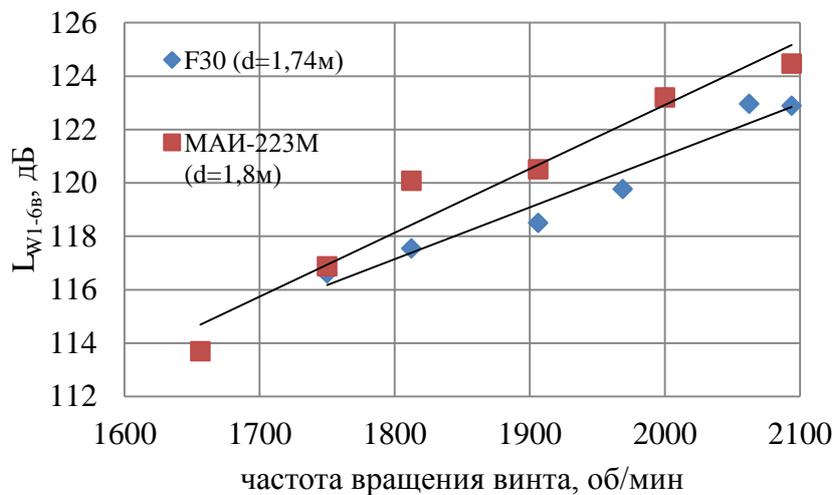


Рис. 3. Сравнение измеренных суммарных уровней звуковой мощности первых шести гармоник шума вращения для винтов самолётов МАИ-223М и F30 в зависимости от частоты вращения винта

Отметим, что экспериментальные данные (рис. 1) хорошо согласуются с расчётным исследованием, выполненным по модели Л.Я. Гутина [21; 22] и представленным в работе [23].

На основе экспериментальных данных об акустических характеристиках самолётов МАИ-223М [24] и F30 (табл. 1) можно определить влияние диаметра на шум воздушного винта. На рис. 2 представлено сравнение измеренных суммарных уровней звуковой мощности первых шести гармоник шума вращения для винтов самолётов МАИ-223М и F30 в зависимости от числа Маха окружной скорости.

Согласно (7) увеличение диаметра должно приводить к снижению тонального шума от аэродинамической нагрузки на 0,3 дБ, что согласуется с экспериментальными данными при числах Маха менее 0,5. При числах Маха свыше 0,5 винт меньшего диаметра является менее шумным, чем винт большего диаметра, поскольку при повышенных режимах работы существенную роль в суммарном гармоническом шуме начинает играть шум вытеснения. При уменьшении диаметра на 0,06 м шум вытеснения должен уменьшиться на 0,3 дБ согласно (9).

Представляет интерес сравнение данных о влиянии диаметра на шум винта либо при постоянном числе Маха окружной скорости, либо при постоянной частоте вращения винтов. Исследование влияния диаметра на шум воздушного винта при постоянной частоте вращения было выполнено в [8] (рис. 3). Можно видеть, что при данном сравнении уменьшение диаметра приводит при повышенных режимах работы к снижению суммарного уровня звуковой мощности первых шести гармоник на 2 дБ. При этом расчётное снижение шума от аэродинамической нагрузки при постоянстве частоты вращения винтов составляет 1,2 дБ [8]. Оба графика (рис. 2, 3) качественно согласуются с расчётными соотношениями при условиях постоянства числа Маха окружной скорости и постоянства частоты вращения. Более показательным было бы выполнение сравнения винтов в зависимости от тяги, но получить такие данные в условиях натурных испытаний легкомоторных самолётов на аэродроме не представлялось возможным.

Влияние числа лопастей на акустический коэффициент полезного действия винтомоторных силовых установок

Наиболее общей характеристикой источника акустического излучения аэродинамического типа является акустический КПД ($\eta_{ак}$) – относительная мера количества механической энергии силовой установки, излучаемой в виде акустической энергии:

$$\eta_{ак} = \frac{W_{СУ}}{N_e} 100\% , \quad (11)$$

где $W_{СУ}$ – суммарная мощность акустического излучения СУ; N_e – эффективная (располагаемая) мощность СУ.

Представляет интерес оценить влияние числа лопастей на акустический КПД СУ. На величину акустического КПД винтомоторной СУ могут влиять и другие факторы, такие как наличие глушителей шума впуска и выхлопа, капотирование и тактность двигателя. В то же время незначительные изменения диаметра винта не должны существенно влиять на акустический КПД СУ, поскольку он является основным параметром при подборе винта к двигателю и существует определённая связь между диаметром винта и располагаемой мощностью СУ.

В табл. 2 представлены данные об акустическом КПД винтомоторных силовых установок самолётов Ан-2 с четырёхлопастным винтом [25], Як-18Т с двухлопастным [26] и с трёхлопастным винтами, рассчитанном для взлётно-посадочного режима работы двигателей. Представленные в табл. 2 зависимости акустического КПД от числа лопастей являются корректными, поскольку в состав СУ рассматриваемых самолетов входят схожие по удельным характеристикам двигателя: 9-цилиндровые звездообразные, воздушного охлаждения, без глушителей шума выхлопа.

Можно видеть, что увеличение числа лопастей в целом приводит к снижению акустического КПД винтомоторных силовых установок.

Таблица 2. Акустический КПД СУ самолётов Ан-2, Як-18Т с двух- и трёхлопастными винтами для максимального режима работы СУ

Самолёт	Ан-2	Як-18Т	Як-18Т
Двигатель	АШ-62ИР	М-14П	М-14П
Число лопастей воздушного винта	4	3	2
Акустический КПД, %	0,055	0,065	0,15

Заключение

В результате выполненного расчётно-экспериментального исследования влияния числа лопастей и диаметра на шум воздушного винта установлено следующее.

Аэроакустическая оптимизация воздушного винта путём увеличения числа лопастей и изменения диаметра достигается в первую очередь за счёт снижения шума от аэродинамической нагрузки при увеличении числа лопастей.

Экспериментально установлено, что увеличение числа лопастей приводит к снижению акустического КПД винтомоторных силовых установок.

Представляет интерес выполнение подобных расчётных исследований с учётом реальных геометрических и аэродинамических характеристик воздушных винтов в условиях взлёта, а также на режимах крейсерского полёта.

Библиографический список

1. Зленко Н.А., Кедров А.В., Кишалов А.Н. Оптимальное аэроакустическое проектирование воздушного винта // Ученые записки ЦАГИ. 2011. Т. XLII, № 6. С. 92-103.
2. Кедров А.В., Кишалов А.Н. К постановке задачи аэроакустического проектирования винта // Труды ЦАГИ. 1989. Вып. 2508. С. 46-54.
3. Gur O., Rosen A. Optimization of propeller based propulsion system // 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Schaumburg (USA), 2008. DOI:10.2514/6.2008-1977
4. Gur O., Rosen A. Multidisciplinary design optimization of a quiet propeller // 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference). Vancouver (Canada), 2008. DOI:10.2514/6.2008-3073
5. Pagano A., Frederico L., Barbarino M., Aversano M. Multi-objective aeroacoustic optimization of an aircraft propeller // 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Victoria (Canada), 2008. DOI: 10.2514/6.2008-6059

6. Pagano A., Barbarino M., Casalino D., Frederico L. Tonal and broadband noise calculations for aeroacoustic optimization of propeller blades in a pusher configuration // 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Miami (USA), 2009. DOI: 0.2514/6.2009-3138
7. Lefebvre T., Canard S., Le Tallec C., Beaumier P., David F. ANIBAL: A new aeroacoustic optimized propeller for light aircraft applications // 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010, ICAS 2010. 2010. V. 4. P. 2705-2719.
8. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Оценка влияния диаметра воздушного винта на акустические характеристики силовой установки лёгкого самолёта // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнёва. 2016. Т. 17, № 1. С. 154-160.
9. Мошков П.А. Прогнозирование и снижение шума на местности лёгких винтовых самолётов. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2015. 143 с.
10. Hubbard H.H. Aeroacoustics of flight vehicles: Theory and Practice. V. 1: Noise sources. NASA References Publication 1258, 1991.
11. Hanson D.B. Influence of propeller design parameters on far field harmonic noise in forward flight // AIAA Journal. 1980. V. 18, Iss. 11. P. 1313-1319. DOI: 10.2514/3.50887
12. Standard AIR 1407. Prediction procedure for near-field and far-field propeller noise. SAE International, 1977. 21 p.
13. Руководство по технической эксплуатации самолёта «МАИ-223М». М.: Московский авиационный институт, 2013. 138 с.
14. Лапшин А.М., Анохин П.И. Авиационный двигатель М-14П: уч. пособие для лётных училищ. М.: Транспорт, 1976. 228 с.
15. Flight manual. «F30 Brio». F. G. model. 147 p.
16. Самохин В.Ф. Об одном подходе к расчёту дальнего акустического поля воздушного винта // Труды ЦАГИ. 1988. Вып. 2355. С. 65-75.
17. Самохин В.Ф. Полуэмпирический метод прогноза шума воздушного винта // Инженерно-физический журнал. 2012. Т. 85, № 5. С. 1064-1072.
18. Brooks T.F., Pope D.S., Marcolini M.A. Airfoil self-noise and prediction. NASA References Publication 1218, 1989.
19. Hubbard H.H., Shepard K.P. Wind Turbine Acoustics. NASA Technical Paper 3057, 1990.
20. Leslie A, Wong K.C., Auld D. Broadband noise reduction on a mini-UAV propeller // 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference). Vancouver (Canada), 2008. DOI: 10.2514/6.2008-3069
21. Гутин Л.Я. О звуковом поле вращающегося винта // Журнал технической физики. 1936. Т. 6, № 5. С. 899-909.
22. Гутин Л.Я. О звуке вращения воздушного винта // Журнал технической физики. 1942. Т. 12, № 2-3. С. 76-85.
23. Авиационная акустика / под ред. А.Г. Мунина, В.Е. Квитки. М.: Машиностроение, 1973. 448 с.
24. 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.
25. Самохин В.Ф., Мошков П.А. Экспериментальное исследование акустических характеристик силовой установки самолёта «Ан-2» в статических условиях // Труды МАИ. 2015. № 82. С. 17.
26. Самохин В.Ф., Мошков П.А. Акустические характеристики лёгкого винтового самолёта с двигателем внутреннего сгорания // Труды МАИ. 2012. № 57. С. 6.

EVALUATION OF THE INFLUENCE OF THE NUMBER OF BLADES AND DIAMETER ON PROPELLER NOISE

© 2016

- P. A. Moshkov** engineer, Central Institute of Aerohydrodynamics named after N.E. Zhukovsky, Zhukovsky, Russian Federation, moshkov89@bk.ru
- V. F. Samokhin** Doctor of Science (Engineering), Senior Research Associate, Central Institute of Aerohydrodynamics named after N.E. Zhukovsky, Zhukovsky, Russian Federation, samohin_vf@mail.ru

The article presents the results of computational and experimental research of the effect of the number of blades and the diameter on the noise of the propeller operating at Reynolds numbers of more than 106. It is shown that an increase in the number of blades while maintaining the aerodynamic and geometric similarity of the propellers and constant Mach number of the circumferential velocity leads to significant reduction of aerodynamic load noise. At the same time the displacement noise and the broadband noise increase insignificantly. Expressions are proposed that can be used to assess the effect of the diameter and the number of blades on the tonal noise and the noise of the trailing edge of the propeller provided the propeller thrust is constant. Measurements of the acoustic characteristics of light aircraft Yak-18T with two- and three-bladed propellers, MAI-223M and the F30, performed at the local aerodrome in static conditions qualitatively confirmed the estimates of the effect of the diameter and number of blades on the propeller noise. Increasing the number of blades leads to a noticeable decrease in the acoustic efficiency of engine-propeller power plants.

Propeller, propeller noise, light aircraft noise, aircraft community noise.

Citation: Moshkov P.A., Samokhin V.F. Evaluation of the influence of the number of blades and diameter on propeller noise. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 25-34. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-25-34

References

1. Zlenko N.A., Kedrov A.V., Kishalov A.N. Optimal Aeroacoustic Propeller Design. *TsAGI Science Journal*. 2011. V. 42, Iss. 6. P.829-844. DOI: 10.1615/TsAGISciJ.2012004802
2. Kedrov A.V., Kishalov A.N. Formulation of the propeller aeroacoustic design problem. *Trudy TsAGI*. 1989. Iss. 2508. P. 46-54. (In Russ.)
3. Gur O., Rosen A. Optimization of propeller based propulsion system. *49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Schaumburg (USA), 2008. DOI:10.2514/6.2008-1977
4. Gur O., Rosen A. Multidisciplinary design optimization of a quiet propeller. *14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference)*. Vancouver (Canada), 2008. DOI:10.2514/6.2008-3073
5. Pagano A., Frederico L., Barbarino M., Aversano M. Multi-objective aeroacoustic optimization of an aircraft propeller. *12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. Victoria (Canada), 2008. DOI: 10.2514/6.2008-6059
6. Pagano A., Barbarino M., Casalino D., Frederico L. Tonal and broadband noise calculations for aeroacoustic optimization of propeller blades in a pusher configuration. *15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. Miami (USA), 2009. DOI: 10.2514/6.2009-3138
7. Lefebvre T., Canard S., Le Tallec C., Beaumier P., David F. ANIBAL: A new aeroacoustic optimized propeller for light aircraft applications. *27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010, ICAS 2010*. 2010. V. 4. P. 2705-2719.
8. Moshkov P.A., Samokhin V.F. Evaluation of the influence of diameter propeller on the acoustics characteristic of the power plant by the light aircraft. *Vestnik SibGAU*. 2016. V. 17, no. 1. P. 154-160. (In Russ.)

9. Moshkov P.A. *Prognozirovanie i snizhenie shuma na mestnosti legkikh vintovykh samoletov. Diss. ... cand. tekhn. nauk* [Prediction and reduction of light propeller-driven aircraft community noise. Cand. Sci. (Eng.) Diss.]. Moscow, 2015. 143 p.
10. Hubbard H.H. *Aeroacoustics of flight vehicles: Theory and Practice. V. 1: Noise sources*. NASA References Publication 1258, 1991.
11. Hanson D.B. Influence of propeller design parameters on far field harmonic noise in forward flight. *AIAA Journal*. 1980. V. 18, Iss. 11. P. 1313-1319. DOI:10.2514/3.50887
12. Standard AIR 1407. Prediction procedure for near-field and far-field propeller noise. SAE International, 1977. 21 p.
13. *Rukovodstvo po tekhnicheskoy ekspluatatsii samoleta «MAI-223M»* [Operations manual for «MAI-223 M» aircraft]. Moscow. Moscow Aviation Institute Publ., 2013. 138 p.
14. Lapshin A.M., Anokhin P.I. *Aviatsionnyy dvigatel' M-14P: uch. posobie dlya letnykh uchilishch* [Aircraft engine M-14P: Manual for flight schools]. Moscow: Transport Publ., 1976. 228 p.
15. Flight manual. «F30 Brio». F. G. model. 147p.
16. Samokhin V.F. An approach to the calculation of the propeller distant acoustic field. *Trudy TsAGI*. 1988. Iss. 2355. P. 65-75. (In Russ.)
17. Samokhin V.F. Semiempirical method for estimating the noise of a propeller. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2012. V. 85, no. 5. P. 1157-1166. DOI: 10.1007/s10891-012-0758-y
18. Brooks T.F., Pope D.S., Marcolini M.A. Airfoil self-noise and prediction. NASA References Publication 1218, 1989.
19. Hubbard H.H., Shepard K.P. Wind Turbine Acoustics. NASA Technical Paper 3057, 1990.
20. Leslie A, Wong K.C., Auld D. Broadband noise reduction on a mini-UAV propeller. *14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. Vancouver (Canada), 2008. DOI: 10.2514/6.2008-3069
21. Gutin L.Ya. Acoustic field of a rotating propeller. *Soviet physics: Technical Physics*. 1936. V. 6, no. 5. P. 899-909.
22. Gutin L.Ya. The sound of propeller rotation. *Soviet physics: Technical Physics*. 1942. V. 12, no. 2-3. P. 76-85.
23. *Aviatsionnaya akustika / pod red. A.G. Munina, V.E. Kvitki* [Aviation acoustics. / ed. by A.G. Munin, V.E. Kvitka]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1973. 448 p.
24. Moshkov P.A. Some results of the experimental research of acoustical characteristics power plant extralight aircraft in static conditions. *Scientific and Technical Volga region Bulletin*. 2014. No. 6. P. 265-270. (In Russ.)
25. 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. P. 17. (In Russ.)
26. Samokhin V.F., Moshkov P.A. Acoustic characteristics of an easy propeller airplane with internal combustion engines. *Trudy MAI*. 2012. No. 57. P. 6. (In Russ.)

УСТРАНЕНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ АВТОКОЛЕБАНИЙ В ВЫХОДНОМ ТРАКТЕ РЕГУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ ГАЗА

© 2016

- М. В. Баляба** аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, bmw-surgut@yandex.ru
- М. А. Ермилов** аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, emasamara@gmail.com
- А. Н. Крючков** доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, kan@ssau.ru
- К. Ю. Шабанов** начальник технического отдела, ООО «Газпром трансгаз Самара», K.Shabanov@samaratransgaz.gazprom.ru

В статье исследуются причины и особенности высокочастотных газодинамических автоколебаний, возникающих в выходных трактах регуляторов давления газа. Показано, что такие автоколебания приводят к существенному увеличению уровня динамического нагружения узлов регуляторов за счёт возникновения интенсивных тональных составляющих в спектрах пульсаций давления в трубопроводе, вибрации выходного фланца регулятора, а также внешнего шума агрегата. Приведены результаты исследования условий возникновения высокочастотных газодинамических автоколебаний, возникающих вследствие взаимодействия потока газа с элементами конструкции регулятора, в том числе со стойками–пилонами центрального обтекателя. Показано, что с увеличением выходной скорости потока выше определённого значения (около 40 м/с) возникают тональные составляющие спектра пульсаций давления. Предложено мероприятие по устранению газодинамических автоколебаний с помощью перфорированной втулки, устанавливаемой в выходной тракт регулятора. Смоделировано три варианта конструкции втулки, проведено численное моделирование газодинамических процессов в выходном тракте регулятора давления при установке перфорированной втулки. Показано, что установка втулки в выходной тракт регулятора позволяет полностью устранить газодинамические автоколебания.

Газотранспортные системы, газодинамические автоколебания, регулятор давления, пульсации потока, шум, собственные частоты и формы колебаний, пилон, перфорированная втулка.

Цитирование: Баляба М.В., Ермилов М.А., Крючков А.Н., Шабанов К.Ю. Устранение газодинамических автоколебаний в выходном тракте регулятора давления газа // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 35-45. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-35-45

Введение

В газотранспортной системе установлено значительное количество управляющей арматуры, работающей при высоких перепадах давления. В частности, на газораспределительных станциях (ГРС) используются регуляторы давления газа, понижающие его давление с 7...5 МПа (реализуемое в магистральном трубопроводе) до 1...0,5 МПа в трубопроводных сетях конкретных потребителей. Авторами установлено, что помимо широкополосного шума газодинамического происхождения, интенсивность которого может достигать 100 дБ(А) и выше, реализуются также тональные шумы для класса широко применяемых регуляторов типа РДУ. Причиной этого является интенсивное взаимодействие высокоскоростной струи газа, выходящей из дозирующего кольцевого сечения, с элементами выходного тракта регулятора. Особенностью вышеуказанных агрегатов РДУ является наличие в данном тракте центрального обтекаемого тела, на котором закрепляется дозирующий и запорный элемент агрегата (рис. 1, поз. 10). При такой конструкции регулятора интенсивная струя газа, выходящая из кольцевого дози-

рующего сечения, взаимодействует с поддерживаемыми центральное тело стойками-пилонами (рис. 1, поз. 12), возбуждая вибрации последних. При этом возникает виброакустическое взаимодействие вихревых структур струи и вибрирующих стоек-пилонов. Резонансные явления таких виброакустических процессов наблюдаются при совпадении характерной (струхалевой) частоты срыва вихрей струи с собственными частотами колебаний пилонов. Для агрегатов РДУ такие частоты находятся в диапазоне 3100.....6300 Гц.

На рис. 2 показаны уровни звукового давления в зале редуцирования газа ряда ГРС ООО «Газпром трансгаз Самара». Видно наличие интенсивной тональной составляющей в спектре уровней звукового давления при повышенных расходах газа в частотной области третьоктавной полосы 6,3 кГц.

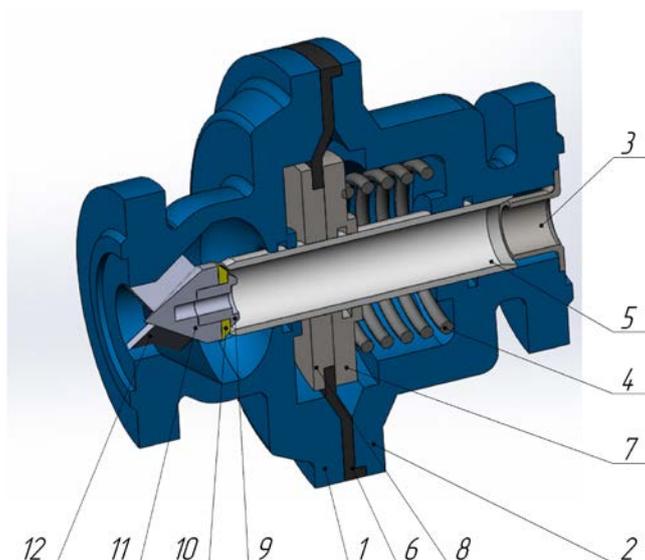


Рис. 1. Схема регулятора давления газа РДУ:
 1 – выходной фланец; 2 – входной фланец; 3 – кожух; 4 – пружина; 5 – затвор;
 6 – мембрана; 7, 8 – держатель мембраны; 9 – прижим седла; 10 – седло;
 11 – выходной направляющий конус; 12 – пилон)

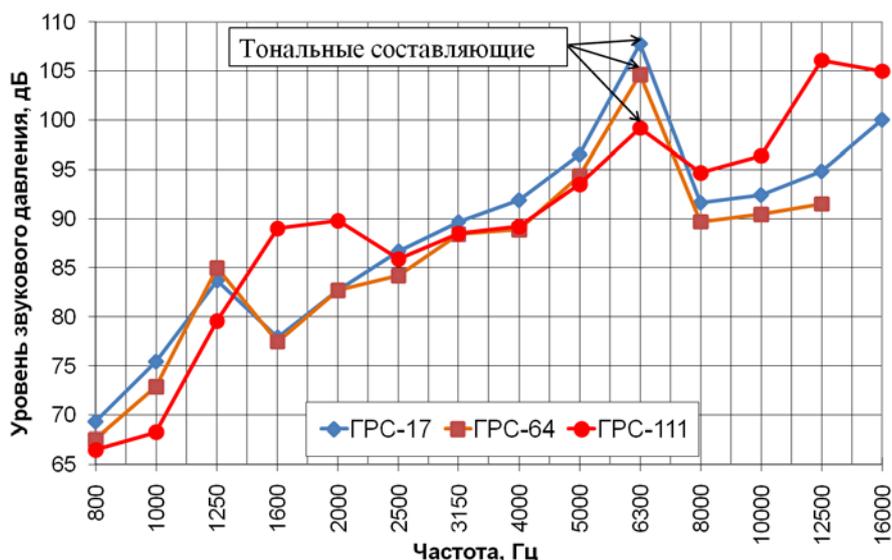


Рис. 2. Результаты мониторинга ГРС ООО «Газпром трансгаз Самара» на наличие в спектре звукового давления тональной составляющей

Причины возникновения газодинамических автоколебаний

Целью исследований являлось определение границ диапазонов газодинамических автоколебательных режимов работы регулятора. Режим работы регулятора определяется тремя основными параметрами: входным и выходным давлением и массовым расходом газа. Указанные параметры определяют фактическую скорость и направление потока газа, набегающего на пилоны регулятора. Скорость потока на выходе регулятора является основным параметром, влияющим на генерацию пульсаций давления газа.

При увеличении средней скорости на выходе регулятора свыше 41 м/с возникают газодинамические автоколебательные режимы выходного тракта регулятора давления, сопровождающиеся появлением тональной составляющей и приводящие к резкому росту на 30–40 дБ уровня пульсаций давления в трубопроводе [1].

Наличие порогового значения скорости, при котором происходит возникновение данных тональных составляющих в спектрах различных виброакустических процессов (пульсаций давления в выходном трубопроводе, вибраций его стенок, а также внешнего звукового давления), свидетельствует об автоколебательном характере данных процессов, аналогичных по своей физической природе флаттеру крыльев и других элементов летательных аппаратов и их двигателей, обтекаемых высокоскоростным потоком [2].

Автоколебательные процессы в такой динамической системе наблюдаются при совпадении частоты срыва вихрей обтекающей пилоны струи с собственными частотами колебаний конструкции [3; 4].

На рис. 3 приведены результаты моделирования течения газа в выходном тракте регулятора при редуцировании.

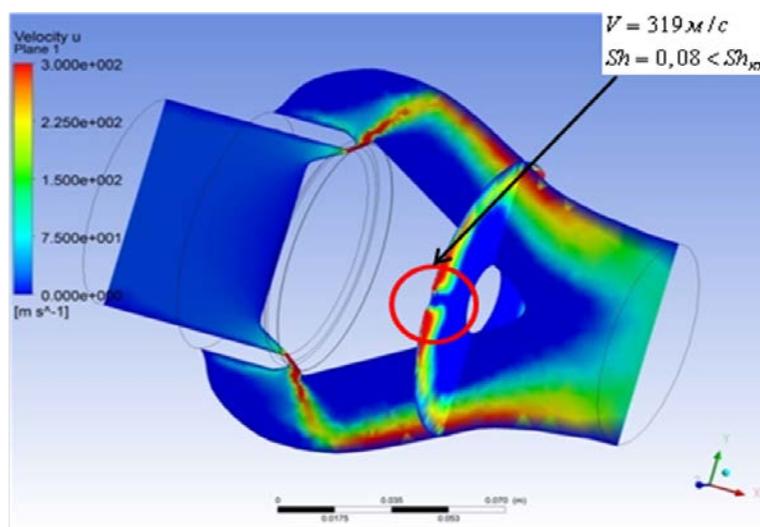


Рис. 3. Распределение скоростей потока
в выходном тракте регулятора при редуцировании газа

Из рис. 3 видно, что выходная струя, вытекающая из дозирующего сечения регулятора, локализуется в периферийной пристеночной области. При этом распределение скоростей по потоку газа весьма неравномерно: максимальные скорости, достигающие сверхзвуковых значений (свыше 450 м/с), реализуются в указанной выше области, в то время как в приосевой области наблюдаются весьма низкие скорости газа – 20...30 м/с. Такая неравномерность газового потока приводит к интенсивному воздействию струи в области крепления пилонов к корпусу фланца. Для данной области была проведена оценка числа Струхаля (Sh) по скорости обтекания выходной кромки пилонов:

$$Sh = \frac{f \delta_{nl}}{v}, \quad (1)$$

где f – частота срыва, Гц; δ_{nl} – характерный геометрический размер – толщина пилонов, м; v – скорость обтекания, м/с.

Рассмотрим общую закономерность возникновения газодинамических автоколебаний, в основе которой лежит число Струхали [5; 6].

Численный и экспериментальный модальный анализ, описанный в [1], показал, что собственные частоты элементов выходного тракта регулятора совпадают с частотами тональной составляющей пульсаций давления, определяемых частотами срыва вихрей с обтекаемых высокоскоростной струей пилонов. Сочетание собственных частот элементов выходного тракта регулятора давления, геометрических параметров таких тел (в рассматриваемом случае поддерживающих пилонов), а также скоростей их обтекания приводит к возникновению связанных газодинамических и механических автоколебательных процессов в выходном тракте [7; 8]. Условие их возникновения определяется числом Струхали, включающем вышеуказанные параметры.

Определение данного числа производилось расчётно-экспериментальным методом, при котором частота колебаний принималась равной первой собственной частоте 3500 Гц, скорость газа определялась по экспериментально полученной средней скорости в выходном сечении регулятора, которая затем пересчитывалась с учётом степени (коэффициента) неравномерности потока, найденной из газодинамического численного моделирования. Отметим, что оценочное значение указанного коэффициента неравномерности равно 3. Факт возникновения автоколебаний устанавливался по резкому увеличению уровня пульсаций давления при увеличении скорости газа [1]. Полученная данным способом зависимость $Sh(v)$ показана на рис. 4.

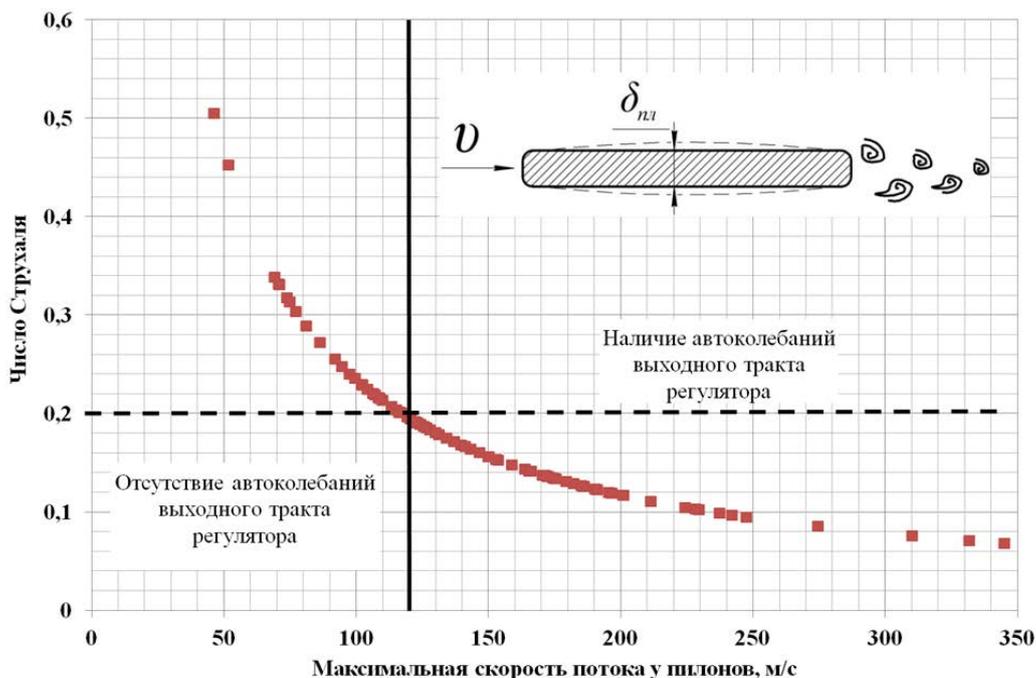


Рис. 4. Зависимость числа Струхали от скорости потока газа у пилонов регулятора

Из зависимости $Sh(v)$ видно, что существует критическое число Струхала $Sh_{кр}$, ниже которого реализуются указанные автоколебания. Следовательно, условием отсутствия газодинамических автоколебаний в регуляторах будет соблюдение неравенства $Sh > Sh_{кр}$. Для конструкции исследуемого регулятора это число равно 0,2, что видно из рис. 4.

Таким образом, условие, при выполнении которого отсутствуют автоколебания выходного тракта регулятора, имеет вид

$$\frac{f \delta_{пл}}{v} > Sh_{кр}. \quad (2)$$

При численно определённой скорости обтекания 319 м/с, толщине пилонов 0,006 м и частоте первой формы колебаний 3500 Гц [1] значение Sh , определяемое по формуле (1), составляет 0,08, что меньше $Sh_{кр}$. Следовательно условие (2) не выполняется.

Для выполнения этого условия в выходной тракт регулятора газа предлагается установить перфорированную втулку, которая будет равномерно распределять поле скоростей струи по выходному сечению, повышая число Струхала.

Разработка мероприятий по устранению газодинамических автоколебаний

Экспериментально установлено, что тональная составляющая в спектрах пульсаций, вибраций и шума является результатом автоколебательного процесса. Частоты газодинамических автоколебаний практически совпадают с собственными частотами корпуса выходного фланца регулятора [1]. Наличие тональных составляющих в спектрах динамических параметров (пульсаций давления, вибраций и шума), уровень которых превышает уровень широкополосной составляющей на 15...30 дБ, значительно увеличивает динамическую нагруженность элементов регулятора и присоединённой трубопроводной арматуры.

Разработка мероприятий по устранению газодинамических автоколебаний проводится согласно экспериментально установленной закономерности их отсутствия в соответствии с условием (2). Согласно данному условию, чтобы предотвратить автоколебательные режимы в выходном тракте регулятора, необходимо понизить скорость обтекания тел потоком и (или) увеличить частоты собственных колебаний конструкции, т.е. повысить жёсткость конструкции элементов выходного тракта. Таким образом, необходимо увеличить число Sh при обтекании потоком тел до значения, превышающего критическое значения данного числа $Sh_{кр}$, которое равно 0,2.

С этой целью предложено устройство, существенно снижающее скорость обтекания стоек-пилонов регулятора высокоскоростной струей за счёт выравнивания радиального изменения поля скоростей обтекания выходной кромки пилонов. В качестве такого выравнивающего скорость устройства используется перфорированная втулка, устанавливаемая в выходном тракте регулятора. Геометрические параметры втулки и схема её установки на выходе регулятора показаны на рис. 5 в плоском и пространственном виде.

Эффективность установки втулки проверяется экспериментально по предотвращению автоколебательных режимов. Выбор параметров втулки осуществляется по результатам численного моделирования изменения поля скоростей обтекания пилонов при установке втулки.

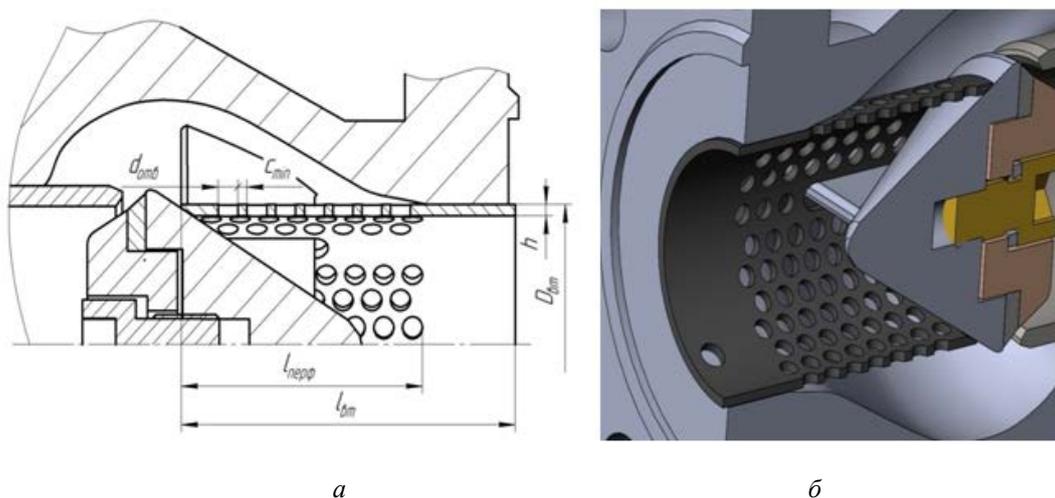


Рис. 5. Эскиз выходного тракта регулятора с перфорированной втулкой:
 а – осевое сечение выходного тракта с геометрическими размерами втулки;
 б – 3D-модель выходного тракта

Диаметр отверстий перфорации $d_{отв}$ выбирается минимальным, исходя из эксплуатационных требований, предъявляемых к арматуре газотранспортных систем. Внешний диаметр втулки $D_{вт}$ устанавливается равным внутреннему диаметру выходного тракта регулятора. Площадь проходного сечения перфорации должна быть в 4...5 раз больше площади дозирующего сечения регулятора в целях ограничения гидравлического сопротивления втулки. Согласно этому соотношению выбираются соответствующая длина втулки $l_{вт}$ и длина её перфорированного участка $l_{перф}$. Толщина втулки h и минимальное расстояние между отверстиями c_{min} выбираются по условиям прочности при наибольшем перепаде давления на регуляторе.

Результаты численного моделирования газодинамических процессов на выходе регулятора с установленной втулкой и без неё иллюстрируются рис. 6. Здесь же указаны величины скорости обтекания задней кромки пилонов и рассчитанное по данной скорости число Струхала.

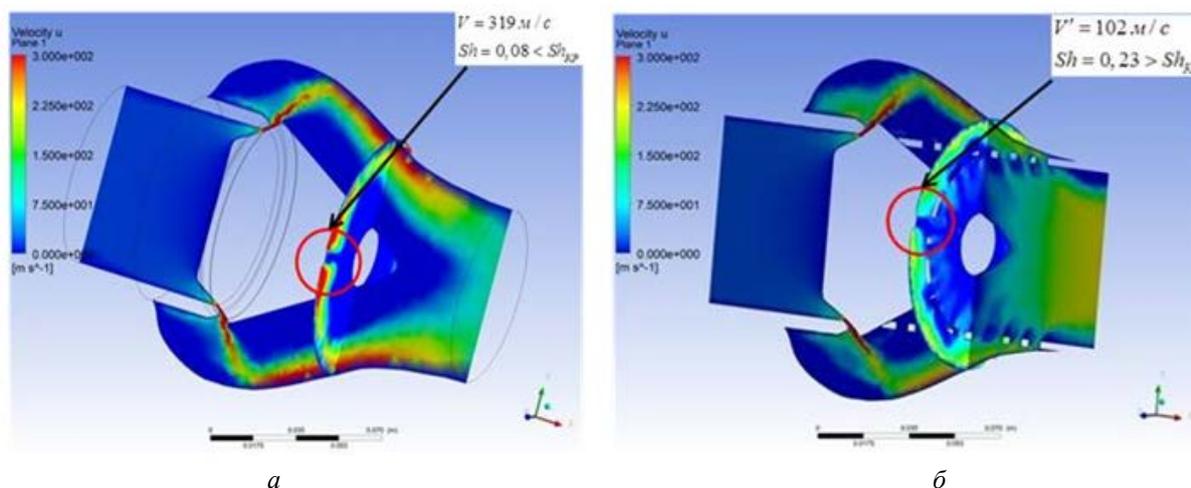


Рис. 6. Численный расчёт выходного тракта регулятора в штатной компоновке (а) и с установленной перфорированной втулкой (б)

Установка втулки за счёт дробления выходной газовой струи регулятора и более равномерного распределения потока по радиусу существенно (с 319 до 102 м/с) снижает максимальную скорость обтекания пилонов, тем самым повышая число Струхалия до значения 0,23, превышающего критическое.

На рис. 7 показаны расчётные зависимости скорости обтекания задней кромки пилонов от относительного радиуса сечения при установке базового варианта перфорированной втулки в выходной тракт регулятора и без неё. За базовый вариант принята втулка с отверстиями диаметром d_1 и количеством n_1 . Видно, что принцип действия перфорированной втулки заключается в перераспределении радиального профиля скоростей потока из крайне неравномерного (с узкой периферийной областью высокоскоростной зоны и значительной областью обратных токов на малых радиусах) в существенно более равномерный с меньшей зоной обратных токов.

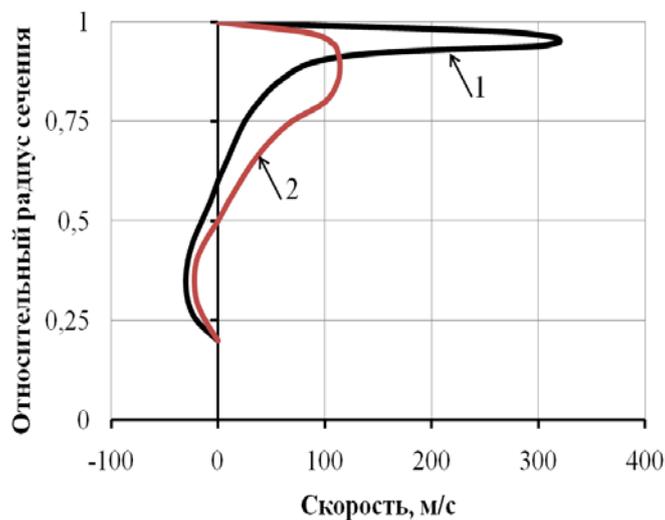


Рис. 7. Зависимость скорости обтекания задней кромки пилонов от её относительного радиуса по выходному сечению $R_{отн}=R/R_{max}$: 1 – без перфорированной втулки; 2 – с перфорированной втулкой

Помимо базового варианта втулки проведено численное моделирование ещё двух вариантов с уменьшенными проходными сечениями отверстий и их количеством. Результаты численного моделирования указанных вариантов представлены на рис. 8. В качестве первого варианта (рис. 8, а) для сравнения показаны данные базового варианта втулки. Во втором варианте (рис. 8, б) половина отверстий базового варианта, обтекаемая периферийной высокоскоростной струей, выполнена с меньшим диаметром, равным $0,75d_1$, другая половина – с диаметром d_1 . В третьем варианте втулки (рис. 8, в) выполнена только половина отверстий от базового варианта с диаметром d_1 , при этом отверстия перфорации отсутствуют для зоны высокоскоростного потока, т.е. для периферийных сечений.

Из рис. 8 видно, что за счёт локального дополнительного дросселирования периферийной зоны высокоскоростной струи второй и третий варианты обеспечивают более равномерное распределение скоростей по радиусу. При этом дополнительно достигнуто снижение максимальной скорости до 93 м/с – для второго варианта и до 85 м/с – для третьего варианта.

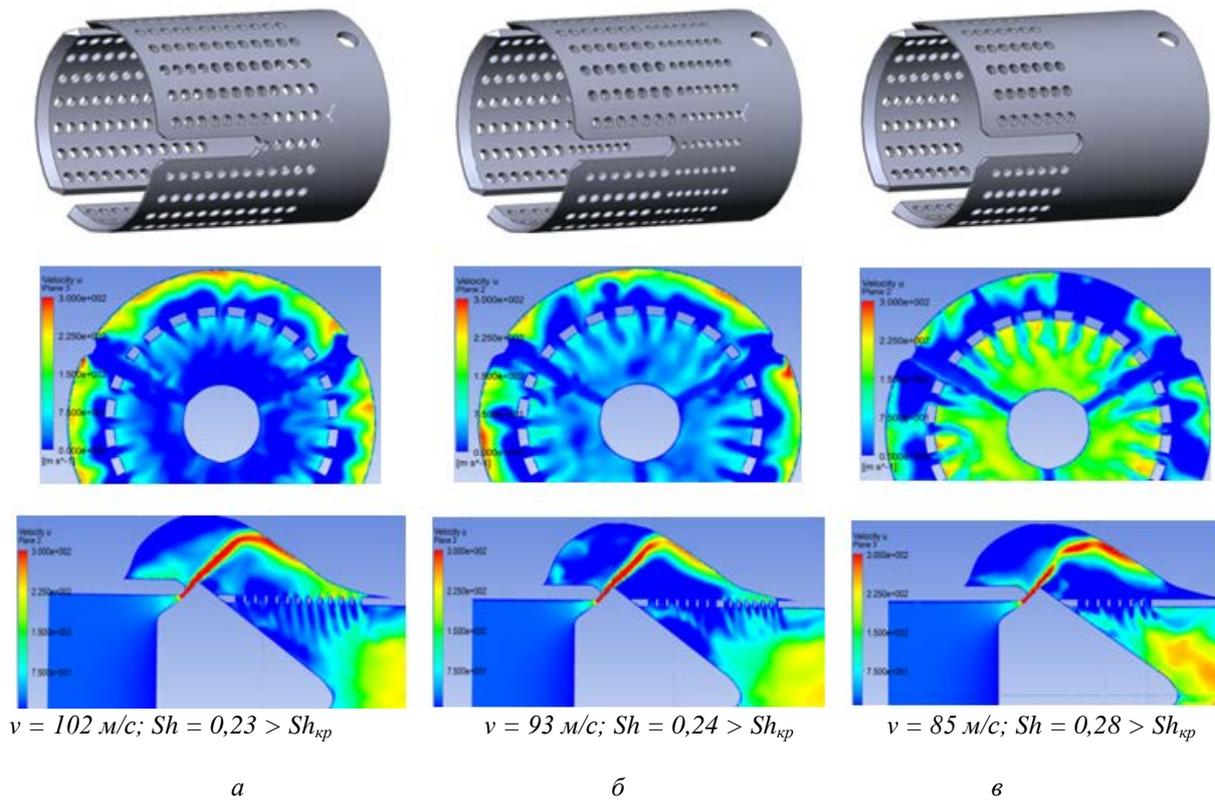


Рис. 8. Численное моделирование течения газа в выходном тракте регулятора при установке перфорированных втулок разной конфигурации

Зависимости скорости обтекания задней кромки пилонов от её относительного радиуса по выходному сечению $R_{отн} = R/R_{max}$ для всех вариантов втулки показаны на рис. 9.

Данные радиальные распределения скоростей указывают на то, что втулки по второму и третьему вариантам оказывают более эффективное выравнивающее воздействие на выходную струю регулятора.

Однако, несмотря на их большую эффективность по дроблению струи и снижению скорости, был выбран первый базовый вариант с наименьшим гидравлическим сопротивлением как вариант с лучшими эксплуатационными характеристиками.

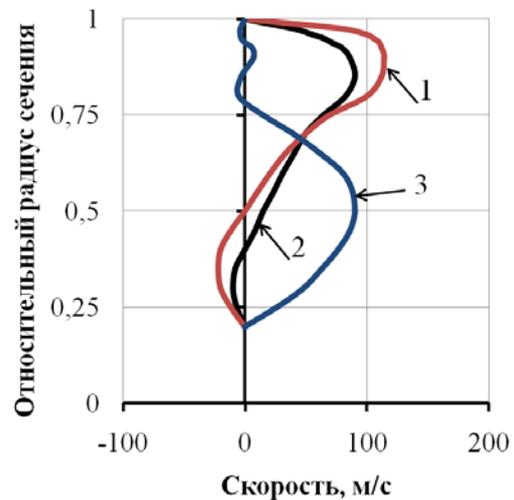


Рис. 9. Зависимость скорости обтекания задней кромки пилонов от её относительного радиуса по выходному сечению $R_{отн} = R/R_{max}$ при различных вариантах перфорированных втулок (1, 2, 3 – номера вариантов)

Перфорированная втулка с выбранными параметрами эффективно устраняет газодинамические автоколебания в выходном тракте регулятора, о чём свидетельствуют спектральные характеристики звукового давления в зале редуцирования газа, показанные на рис. 10.

Одновременно со снижением звукового давления уменьшается виброускорение стенок выходного присоединённого трубопровода регулятора.



Рис. 10. Спектр уровня звукового давления с установленной втулкой и без неё

Заключение

Сочетание собственных частот элементов выходного тракта регулятора давления, геометрических параметров стоек-пилонов и скоростей их обтекания приводит к возникновению связанных газодинамических и механических автоколебательных процессов в выходном тракте.

Условие возникновения газодинамических автоколебаний выходных трактов регуляторов определяется числом Струхалия обтекаемых высокоскоростной струей тел и заключается в снижении данного числа ниже его критического значения, определяемого экспериментально.

В качестве элемента, устраняющего автоколебания в выходном тракте регулятора, предложена перфорированная втулка, устанавливаемая в выходной тракт регулятора и разбивающая высокоскоростную струю газа, вытекающую из его дозирующего сечения. Её использование позволяет за счёт уменьшения неравномерности потока снизить скорость обтекания стоек-пилонов регулятора и тем самым предотвратить условие возникновения автоколебательных режимов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ.

Библиографический список

1. Шабанов К.Ю., Крючков А.Н., Ермилов М.А., Баляба М.В. Устранение газодинамических резонансных режимов виброн нагружения трубопроводной арматуры газораспределительных станций // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 4(46). С. 107-118.
2. Веденеев В.В., Гувернюк С.В., Зубков А.Ф., Колотников М.Е. Экспериментальное исследование одномодового панельного флаттера в сверхзвуковом потоке газа // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2010. № 2. С. 161-175.
3. Жамов Е.А., Королёв С.Ф. Основные источники шумообразования в трубопроводной арматуре // Сборник науч. трудов ЦКБА. 1977. С. 37-44.
4. Ligterink N.E., De Groot R., Gharaiab E., Slot H.J. Flow induced vibration of subsea gas production systems caused by choke valves // SPE Annual Technical Conference and Exhibition. 2012. V. 6. P. 4662-4672.
5. Гиневский А.С., Власов Е.В., Каравосов Р.К. Акустическое управление турбулентными струями. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2001. 240 с.
6. Залманзон Л.А. Теория элементов пневмоники. М.: Наука, 1969. 508 с.

7. Арзуманов Э.С., Скрипченко В.Г. Расчёт уровня снижения шумов в дроссельных устройствах гидравлических систем // Тезисы докладов Всесоюзного научно-технического совещания по применению гидравлической автоматики в промышленности. М.: Наука, 1977. С. 181-185.

8. MacKinnon J.G. Recent advances in standardizing valve noise prediction. Society of instrument and control engineers. Tokyo, 1984.

SUPPRESSION OF GAS-DYNAMIC SELF-OSCILLATIONS IN THE OUTFLOW LINE OF A GAS CONTROL VALVE

© 2016

- M. V. Balyaba** postgraduate student, Department of Automatic Systems of Power Plants, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, bmw-surgut@yandex.ru
- M. A. Ermilov** postgraduate student, Department of Automatic Systems of Power Plants, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, emasamara@gmail.com.
- A. N. Kryuchkov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Automatic Systems of Power Plants, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, kan@ssau.ru
- K. U. Shabanov** Head of the Technical Department of Gazprom transgaz Samara LLC, Samara, Russian Federation, K.Shabanov@samaratransgaz.gazprom.ru

This article is devoted to the investigation of the causes and peculiarities of high-frequency gas-dynamic self-oscillations arising in the outflow line of gas control valves. We have demonstrated that these self-oscillations result in a substantial increase in the level of dynamic loading of the control valve elements due to the occurrence of intense tonal components in the pressure fluctuation spectra in the pipeline, the vibrations of the output flange of the control valve, as well as the external noise of the whole assembly. We have provided the results of investigating the conditions for high-frequency gas-dynamic self-oscillations arising from the gas flow interaction with the control valve elements, as well as with supporting pylons of the central fairing. It is shown that an increase in the flow above a certain value of output speed (40 m/s) results in tonal components of the spectrum of pressure pulsations. We have described the measures to suppress gas-dynamic self-oscillations by means of a perforated sleeve installed in the outflow line of the control valve. Three modifications of the sleeve design have been modeled, numerical simulation of gas-dynamic processes in the control valve exhaust duct with a perforated sleeve installed has been carried out. It is shown that complete elimination of gas-dynamic self-oscillations can be made possible by installing the sleeve in the control valve exhaust duct.

Gas pipeline systems, gas-dynamic self-oscillations, control valve, flow pulsations, noise, natural frequencies and vibration modes, pylon, perforated sleeve.

Citation: Balyaba M.V., Ermilov M.A., Kryuchkov A.N., Shabanov K.U. Suppression of gas-dynamic self-oscillations in the outflow line of a gas control valve. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 35-45. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-35-45

References

1. Shabanov K.Y., Kryuchkov A.N., Ermilov M.A., Balyaba M.V. Elimination of gas dynamic resonance modes of vibration loads of gas distribution station pipeline fitting. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 4(46). P. 107-118. (In Russ.)
2. Vedenev V.V., Guvernyuk S.V., Zubkov A.F., Kolotnikov M.E. Experimental investigation of single-mode panel flutter in supersonic gas flow. *Fluid Dynamics*. 2013. V. 45, Iss. 2. P. 312-324. DOI: 10.1134/S001546281002016X
3. Zhamov E.A., Korolev S.F. Osnovnye istochniki shumoobrazovaniya v truboprovodnoy armature. *Sbornik nauch. trudov TsKBA*. 1977. P. 37-44. (In Russ.)

4. Ligterink N.E., De Groot R., Gharaibah E., Slot H.J. Flow induced vibration of sub-sea gas production systems caused by choke valves. *SPE Annual Technical Conference and Exhibition*. 2012. V. 6. P. 4662-4672.
5. Ginevsky A.S., Vlasov E.V., Karavosov R.K. *Akusticheskoe upravlenie turbulentnyimi struyami* [Acoustic control of turbulent flows]. Moscow: FIZMATLIT Publ., 2001. 240 p.
6. Zalmanzon L.A. *Teoriya elementov pnevmoniki* [Theory of pneumonics components]. Moscow: Nauka Publ., 1969. 508 p.
7. Arzumanov E.S., Skripchenko V.G. Raschet urovnya snizheniya shumov v drossel'nykh ustroystvakh gidravlicheskih system. *Tezisy dokladov Vsesoyuznogo nauchno-tekhnicheskogo soveshchaniya po primeneniyu gidravlicheskoj avtomatiki v promyshlennosti*. Moscow: Nauka Publ., 1977. P. 181-185. (In Russ.)
8. MacKinnon J.G. Recent advances in standardizing valve noise prediction. Society of instrument and control engineers. Tokyo, 1984.

РАЗРАБОТКА КРИТЕРИЕВ АНАЛИЗА НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В УПРУГОПЛАСТИЧЕСКОЙ ОБЛАСТИ

© 2016

А. С. Букатый кандидат технических наук, доцент кафедры сопротивления материалов, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, bukaty@inbox.ru

С. А. Букатый доктор технических наук, профессор кафедры прикладной механики, Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьёва, bukaty_sa@mail.ru

С целью диагностики опасных мест в ответственных деталях предлагается использовать для анализа их напряжённого состояния безразмерный комплексный критерий. Критерий включает коэффициент жёсткости напряжённого состояния (НС), характеризующий вид НС, и энергетический критерий, характеризующий напряжённость материала в упругопластической области. Энергетический критерий состоит из упругой и пластической составляющих энергий. Рассматривается применение комплексного критерия в режиме диагностики опасных мест детали и в режиме оптимизации её размеров и формы в заданных пределах с целью уменьшения напряжённости. Эффективность критерия показана на примере анализа напряжённо-деформированного состояния дисков газотурбинных двигателей. Показан пример изменения критериев при совершенствовании конструкции компрессорного диска.

Жёсткость напряжённого состояния, энергетический критерий, комплексный критерий, диагностика, оптимизация параметров деталей.

Цитирование: Букатый А.С., Букатый С.А. Разработка критериев анализа напряжённо-деформированного состояния деталей газотурбинного двигателя в упругопластической области // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 46-52. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-46-52

Введение

Основные детали (диски, валы), определяющие ресурс газотурбинных двигателей (ГТД), работают в условиях малоциклового усталости и длительной прочности. При этом в наиболее нагруженных областях – зонах концентрации напряжений – в каждом цикле нагружения возникают упругопластические деформации. Поэтому возникает необходимость расчётного диагностирования состояния деталей и выявления наиболее нагруженных областей с учётом условий деформирования и типа напряжённо-деформированного состояния (НДС), которые существенно влияют на циклическую долговечность деталей.

Комплексный критерий анализа НДС

Известно, что увеличение составляющих всестороннего растяжения – шарового тензора напряжений – существенно увеличивает жёсткость напряжённого состояния (НС) и уменьшает предельную пластичность материала. Однако в практике проектирования ГТД оценку конструкционной прочности основных деталей осуществляют на основе анализа НДС с использованием эквивалентных напряжений по энергетической теории Губера – Мизеса, аналитическое выражение которых совпадает с выражением интенсивности напряжений ($\sigma_{эkv} = \sigma_i$):

$$\sigma_i = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}. \quad (1)$$

В работе предлагается учитывать тип НС коэффициентом жёсткости напряжённого состояния [1; 2]

$$K_{ж} = \frac{3\sigma_0}{\sigma_i} = \frac{\sqrt{2}(\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3)}{\sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}}, \quad (2)$$

где σ_0 – среднее (октаэдрическое) напряжение $\sigma_0 = 1/3 \cdot (\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3)$; σ_i – интенсивность напряжений (1).

Степень нагруженности деталей наилучшим образом характеризует удельная энергия, затраченная на упругопластическое деформирование материала, которую можно разделить на упругую и пластическую составляющие

$$\begin{aligned} U_0 &= U_{0y} + U_{0nl}, \\ U_{0y} &= \frac{1}{2E} [\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - 2\mu(\sigma_1\sigma_2 + \sigma_2\sigma_3 + \sigma_3\sigma_1)], \\ U_{0nl} &= (S_1\varepsilon_{1nl} + S_2\varepsilon_{2nl} + S_3\varepsilon_{3nl}), \end{aligned} \quad (3)$$

где S_i – средняя величина главных напряжений, действующих в материале в процессе его пластического деформирования; $\varepsilon_{i nl}$ – соответствующие пластические деформации; $i = 1, 2, 3$.

Обычно при упругопластическом нагружении равные или превышающие предел текучести σ_T напряжения действуют только в одном из главных направлений. В остальных двух направлениях пластические деформации в соответствии с законом Пуассона протекают при напряжениях, существенно меньших σ_T . Тогда выражения для напряжений S_i в случае растяжения при условии $\sigma_1(\varepsilon) > \sigma_T$ можно выразить следующим образом:

$$S_1 = \frac{1}{2}(\sigma_T + \sigma_1(\varepsilon_1)), \quad S_i = \frac{\sigma_i}{2\varepsilon_i}(\varepsilon_{iy} + \varepsilon_i),$$

где ε_{iy} – упругая составляющая деформаций; $\varepsilon_i = \varepsilon_{iy} + \varepsilon_{i nl}$ – полная деформация. При этом $i = 2, 3$ при растяжении или $i = 1, 2$ при сжатии.

В задачах диагностики опасных мест или оптимизации конструкции деталей удобнее пользоваться безразмерными критериями. Поэтому энергетический критерий представим как отношение U_0 к некоторой предельной величине $U_{0пред}$, которую представим из двух слагаемых:

$$U_{0пред} = U_{0y_пред} + U_{0nl_пред} = \frac{\sigma_T^2}{2E} + \sigma_{cp}e, \quad (4)$$

где σ_T – напряжение, равное физическому или условному пределу текучести материала; $\sigma_{cp} = 0,5(\sigma_T + \sigma_{max})$ – среднее напряжение на участке упрочнения диаграммы растяжения; $e = \ln(1 + \delta) - \ln(1 + \varepsilon_T)$ – натуральная деформация; δ – относительное

удлинение; $\varepsilon_T = \sigma_T / E$ – предельная упругая деформация материала. Тогда на основании (3) и (4) энергетический критерий будет иметь вид:

$$K_U = \frac{U_0}{U_{0пред}} = \frac{U_{0y} + U_{0nl}}{U_{0y_пред} + U_{0nl_пред}}. \quad (5)$$

В результате получаем следующий комплексный критерий для анализа НДС деталей:

$$K_{y-nl} = K_{жс} \cdot K_U. \quad (6)$$

В задачах диагностики конструкции и определения её «слабых» мест, где в процессе эксплуатации начинается зарождение микро- и макротрещин, при анализе НДС детали нужно искать области с максимальной величиной критерия (6)

$$K_{y-nl} = \max K_{y-nl}.$$

Если расчёты на прочность показывают не одну, а несколько областей с наибольшими и близкими по величине эквивалентными напряжениями $\sigma_{экв}$ или критериями (5), (6), то наиболее опасными следует считать области с наибольшей положительной величиной критерия жёсткости НДС $K_{жс}$ (2).

На практике в ряде случаев величина $U_{0пред}$ может превышать U_0 более чем на порядок, что существенно уменьшает информативность критерия. В задачах диагностики это допустимо. Но в оптимизационных задачах величина критерия становится малочувствительной к изменению геометрических параметров исследуемых деталей. Поэтому в задачах оптимизации размеров и формы деталей для определения комплексного критерия в безразмерном виде предпочтительнее вместо предельной величины $U_{0пред}$ использовать величину удельной энергии деформаций в исходном состоянии $U_{0исх}$ в наиболее опасной – нагруженной области, существовавшую до начала процесса оптимизации конструкции детали. Тогда критерий (5) принимает вид

$$K_U = \frac{U_0}{U_{0исх}} = \frac{U_{0y} + U_{0nl}}{(U_{0y} + U_{0nl})_{исх}}. \quad (7)$$

Оптимизацию конструкции деталей следует проводить из условия достижения минимальной величины критерия (6)

$$K_{y-nl} \rightarrow \min K_{y-nl}.$$

Результаты расчётно-экспериментальных исследований

В качестве иллюстрации эффективности разработанных критериев анализа НДС рассмотрим их применение в сопоставлении с результатами экспериментальных исследований НДС дисков газотурбинных двигателей [3; 4]. Расчётно-экспериментальные доводочные работы проводились с целью увеличения и подтверждения ресурса дисков. В связи с высокой концентрацией напряжений НДС в области концентраторов – шлиц в

ступице дисков – было упругопластическим. Поскольку НДС основных деталей ГТД в рабочем цикле близко к жёсткому отнулевому циклу нагружения, то эквивалентные циклы испытаний (ЭЦИ) опытных дисков приближали к рабочим. Испытания проводили на стенде УИР-3: двух дисков первой ступени компрессора низкого давления (КНД, материал ВТ3-1) с приблизительно одинаковой предварительной наработкой порядка 3500 циклов и двух дисков девятой и десятой ступеней компрессора высокого давления (КВД, материал ЭИ961-Ш) в составе двигателей Д-30КУ-154, а также одного диска вентилятора двигателя М70ФРУ (материал ВТ22И). Для сравнения с результатами испытаний на стенде приведены данные о разрушении в эксплуатации дисков первой ступени КНД Д-30КУ-154. Кроме того, рассмотрены также результаты испытаний дисков одиннадцатой ступени КВД двигателя Д-30КУ-154 (материал ЭИ-961Ш). Испытания дисков одиннадцатой ступени проводили после следующих ремонтных доработок: первой доработки – прошивки переднего и заднего ряда шлиц на увеличенный радиус $R = 0,65 \pm 0,1$ мм с целью уменьшения концентрации напряжений; второй доработки – срезки заднего ряда и аналогичной прошивки переднего ряда шлиц; третьей доработки – прошивки переднего и срезки заднего ряда шлиц и кольцевой части ступицы с контрольными отверстиями и вставкой вместо неё кольца. Указанные доработки были обусловлены появлением трещин после 2000 циклов нагружения: после первой доработки – в заднем ряде шлиц и после второй доработки – в контрольных отверстиях диска.

Таблица 1. Результаты расчётно-экспериментальных исследований малоциклового долговечности дисков ГТД

Наименование дисков	Контролируемые параметры				
	Среднее количество циклов до разрушения N циклов	Интенсивность напряжений σ_i , МПа	Критерий ЖНС $K_{ж}$	Критерий энергетический K_U	Критерий комплексный $K_{y-пл} = K_{ж} \cdot K_U$
0 ступень ГТД М70ФРУ материал ВТ-22	1710	1150	1,7804	0,1574	0,2802
первая ступень КНД Д-30КУ-154 материал ВТ3-1	6755	781	1,4997	0,0799	0,1199
первая ступень КНД Д-30КУ-154 (разрушение в эксплуатации)	5890	913	1,5284	0,1242	0,1899
Девятая и десятая ступень КВД Д-30КУ-154 материал ЭИ961-Ш	17200 (без разрушения)	837	1,8243	0,0567	0,1035

Таблица 2. Результаты расчётно-экспериментальных исследований малоцикловой долговечности дисков одиннадцатой ступени КВД Д-30КУ-154 после доработок конструкции

Варианты доработки дисков материал ЭИ961-Ш	Контролируемые параметры				
	Среднее количество циклов до разрушения N циклов	Интенсивность напряжений σ_i , МПа	Критерий ЖНС $K_{ж}$	Критерий энергетический K_U	Критерий комплексный $K_{y-пл} = K_{ж} \cdot K_U$
В режиме диагностики					
После первой доработки	2000	896	1,9207	0.1679	0.3225
После второй доработки	2000	864	1,7214	0.1274	0.2193
После полной доработки	23500 (без разрушения)	881	1,3780	0.1090	0.1502
В режиме оптимизации					
После первой доработки	2000	896	1,9207	1 (исходный)	1.9207
После второй доработки	2000	864	1,7214	0,7627	1.3128
После полной доработки	23500 (без разрушения)	881	1,3780	0,6547	0.9022

Результаты, приведённые в табл. 1, 2, показывают хорошую корреляцию разработанных критериев с долговечностью дисков. При этом критерии показывают по сравнению с интенсивностью напряжений (эквивалентными напряжениями) значительно большую чувствительность к изменению типа напряжённого состояния и степени нагруженности дисков. Большая эффективность и адекватность критериев проявляется в процессе совершенствования конструкции – доработки дисков одиннадцатой ступени КВД двигателя Д-30КУ-154 как в режиме диагностики, так и в режиме оптимизации. Так, например, после второй доработки дисков, несмотря на их пониженную долговечность, интенсивность напряжений $\sigma_i = 864$ МПа существенно меньше, чем после третьей доработки при $\sigma_i = 881$ МПа.

Выводы

Разработанные безразмерные энергетический и комплексный критерии, характеризующие напряжённость и тип (жесткость) упругопластического напряжённо-деформированного состояния, могут быть использованы для анализа НДС деталей в режимах диагностики опасных мест и оптимизации конструкции деталей.

Достоверность и эффективность критериев подтверждается результатами малоцикловых испытаний дисков компрессоров ГТД.

Установлено, что по сравнению с интенсивностью напряжений (эквивалентными напряжениями) разработанные критерии обладают большей адекватностью и информативностью при изменении НДС деталей. При этом величина комплексного критерия в режиме оптимизации конструкции деталей значительно (в 5 раз) больше по сравнению с режимом диагностики опасных мест.

Показана эффективность применения критериев для оптимизации конструкции ответственных деталей на примере совершенствования – доработки конструкции дисков одиннадцатой ступени КВД Д-30КУ-154.

Библиографический список

1. Смирнов-Аляев Г.А. Механические основы пластической обработки металлов. Инженерные методы. Л.: Машиностроение, 1968. 272 с.
2. Agogino A.M. Notch effects, stress state, and ductility // Journal of Engineering Materials and Technology, Transactions of the ASME. 1978. V. 100, Iss. 4. С. 348-355. DOI:10.1115/1.3443503
3. Букатый А.С., Букатый С.А., Лёшин Д.П., Округин А.А. Совершенствование конструкции и технологии изготовления ответственных деталей ГТД на основе энергетического метода и исследования жёсткости напряжённого состояния // Сб. материалов IV международной научно-технической конференции «Научоёмкие технологии в машиностроении и авиадвигателестроении (ТМ-2012)». Часть 1. Рыбинск: Рыбинский государственный авиационный технический университет, 2012. С. 308-312.
4. Портер А.М., Букатый С.А., Лёшин Д.П. Исследование достоверности прогнозирования малоциклового долговечности деталей газотурбинных двигателей на основе уравнения Мэнсона // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5 (47), ч. 4. С. 142-150.

DEVELOPMENT OF THE CRITERIA OF ANALYZING THE STRESS-STRAIN STATE OF GAS TURBINE ENGINE PARTS IN THE ELASTOPLASTIC RANGE

© 2016

- A. S. Bukaty** Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor, Department of Strength of Materials, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, bukaty@inbox.ru
- S. A. Bukaty** Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Applied Mechanics, Rybinsk State Aviation Technical University named after P.A. Solovyev, Rybinsk, Russian Federation, bukaty_sa@mail.ru

A dimensionless complex criterion is proposed to be used for the analysis of the stress-strain state of gas turbine parts with the purpose of diagnosing their most vulnerable areas. The criterion includes the stress-strain stiffness criterion characterizing the stress-strain type and the energy criterion characterizing the stress level of the material in elastoplastic areas. The energy criterion includes the elastic and plastic components of energy. Application of the complex criterion for the diagnostics of the most vulnerable areas of gas turbine parts and for the optimization of the geometric parameters and shape with the aim of minimizing the stress level is discussed. The efficiency of the criterion is illustrated by the example of stress-strain state analysis of gas turbine disks and by the example of varying the parameters in the process of optimization of the compressor disk structure.

Stress-strain state stiffness, energy criterion, complex criterion, diagnostics, parametric optimization of part parameters.

Citation: Bukaty A.S., Bukaty S.A. Development of the criteria of analyzing the stress-strain state of gas turbine engine parts in the elastoplastic range. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 46-52. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-46-52

References

1. Smirnov-Alyayev G.A. *Mekhanicheskie osnovy plasticheskoy obrabotki metallov. Inzhenernye metody* [Mechanical principles of plastic working of metals]. Leningrad: Mashinostroenie Publ., 1968. 272 p.
2. Agogino A.M. Notch effects, stress state, and ductility. *Journal of Engineering Materials and Technology, Transactions of the ASME*. 1978. V. 100, Iss. 4. C. 348-355. DOI: 10.1115/1.3443503
3. Bukatyy A.S., Bukatyy S.A., Leshin D.P., Okrugin A.A. Sovershenstvovanie konstruktsii i tekhnologii izgotovleniya otvetstvennykh detaley GTD na osnove energeticheskogo metoda i issledovaniya zhestkosti napryazhennogo sostoyaniya. *Sb. materialov IV mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Naukoemkie tekhnologii v mashinostroenii i aviadvigatelestroenii (TM-2012)»*. Part 1. Rybinsk: Rybinsk State Aviation Technical University Publ., 2012. P. 308-312. (In Russ.)
4. Porter A.M., Bukatyi S.A., Leshin D.P. Research of the validity of forecasting low cycle durability of gas turbine engine parts based on Manson's equation. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 5 (47), part 4. P. 142-150. (In Russ.)

ПОВЫШЕНИЕ АДГЕЗИОННЫХ СВОЙСТВ И НАГРУЗОЧНОЙ СПОСОБНОСТИ СМАЗОЧНОГО СЛОЯ УЗЛОВ ТРЕНИЯ

© 2016

- Д. Г. Громаковский** доктор технических наук, профессор кафедры «Технология машиностроения», директор НТЦ «Надёжность», Самарский государственный технический университет, pnms3@mail.ru
- А. А. Коптев** главный инженер, АО «Авиаагрегат» холдинга «Технодинамика», г. Самара, aviaagregat@samtel.ru.
- Е. В. Крышень** начальник отдела новой техники, АО «Авиаагрегат» холдинга «Технодинамика», г. Самара, ev.kryshen@aviaagregat.net.
- В. И. Хаустов** директор по развитию, ОАО «Самарский подшипниковый завод», haustov@spzgroup.ru
- С. В. Шигин** ведущий инженер, НТЦ «Надёжность», Самарский государственный технический университет, pnms3@mail.ru

Рассмотрены результаты разработки технологий, обеспечивающих повышение износостойкости, снижение уровня шума и вибрации в узлах трения. Определены наиболее эффективные технологии образования на поверхностях трения фторсодержащих микроразмерных плёнок, повышающих износостойкость, контактную усталость и прочность соединения смазочного слоя с поверхностями трения; молекулярного армирования поверхностных дефектов, замедляющих развитие усталостных повреждений; эффекта мультисмазки, повышающего адгезию и нагрузочные характеристики смазочного слоя, его поглощающую способность и др. Технология образования фторсодержащих плёнок реализуется путём введения присадки фторированного графита в смазочное масло. При молекулярном армировании эффект повышения износостойкости и контактной выносливости связан с пассивацией поверхностных дефектов, образуемых при отделочной обработке. Пассивация дефектов реализуется армированием дефектов в резонансном режиме. При мультисмазке реализуется эффект от создания подслоя смазки из высокоадгезионного материала, например, полиметилсилоксанов. Важной сопутствующей разработкой является создание низкочастотного кавитационного способа и установок для мойки деталей узлов трения.

Узлы трения; смазочный слой; нагрев; износ.

Цитирование: Громаковский Д.Г., Коптев А.А., Крышень Е.В., Хаустов В.И., Шигин С.В. Повышение адгезионных свойств и нагрузочной способности смазочного слоя узлов трения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 53-59. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-53-59

Ресурс работоспособности узлов трения во многом обусловлен износостойкостью контактирующих поверхностей и эффективностью смазки, что широко отражается в современных трибологических исследованиях и разработках. В представленных материалах рассмотрен ряд новых способов, обеспечивших повышение износостойкости.

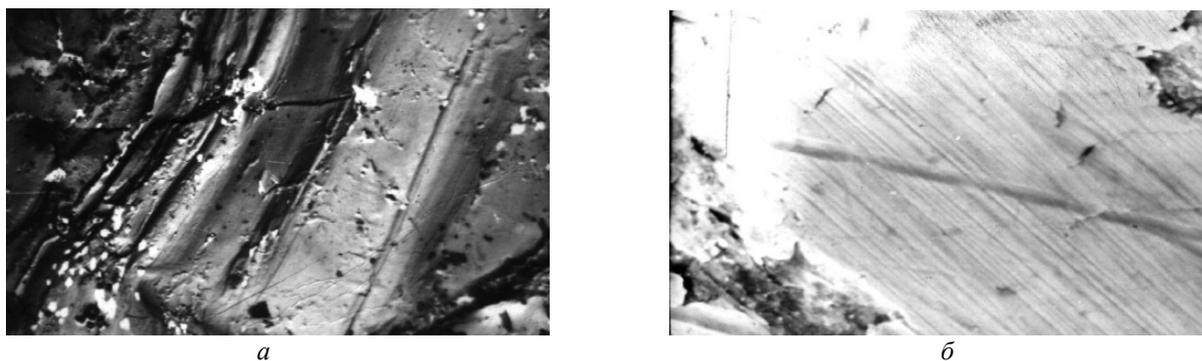
По авторским свидетельствам и патентам РФ № 830172, 1011676, 1030401, 1498052, 2017802, 2027745, полученным в Самарском государственном техническом университете (СамГТУ), разработана нанотехнология образования защитных плёнок фторидов железа.

Упрочнение здесь реализуется при обкатке механизмов в масле, содержащем частицы фторированного графита (CF_x)_n, имеющие нано- (микро) размерный уровень порядка 10^{-4} ... 10^{-6} мм, при самоорганизации и эволюции их структурного состояния (рис. 1).

Благодаря созданию фторсодержащих плёнок (рис. 1) интенсивность износа поверхностей уменьшается не менее чем на 25... 30%; число циклов нагружения до

наступления выкрашивания в подшипниках возрастает в 1,25...1,5 раза; нагрузочная способность смазочного слоя повышается на 35...40 %; демпфирование вибрации усиливается в 1,5...2 раза.

Механизм образования фторсодержащих плёнок реализуется в зоне трения за счёт частиц графита, образующего на поверхностях радикалы, несущие атомы фтора, формирующие эластичный износостойкий слой фторидов железа, отличающийся от обычной окисленной поверхности своей повышенной прочностью. Поверхности трения при этом (рис. 1) становятся более гладкими, выдерживают большее число циклов нагружения до наступления выкрашивания, хемосорбируют смазку и отталкивают воду – источник водорода, разъедающего поверхность.



*Рис. 1. Изменения состояния поверхности трения при введении в смазку присадки фторированного графита (x 10000):
а – поверхность после обработки шлифованием;
б – на поверхности трения образована плёнка фторидов железа FeF*

Разработанная в СамГТУ технология образования нано- (микро-) размерных фторсодержащих плёнок прошла испытания в лаборатории и при эксплуатации ряда изделий: авиационных газотурбинных двигателей; двигателей внутреннего сгорания автомобилей, тракторов и других машин; в газомоторных поршневых и роторных компрессорах, в приводах и шпинделях металлорежущих станков; в гидрожидкости АМГ-10 шасси самолётов; в масляных смазочно-охлаждающих жидкостях при нарезании зубчатых колёс, при протягивании.

Наибольший интерес имеют следующие результаты:

1. Газотурбинный двигатель НК-16 СТ наземного применения отработал шесть лет до капитального ремонта на газоперекачивающей станции «Карпинская» Тюмень-трансага на масле М8 вместо штатного масла МС-8П с добавлением фторсодержащей присадки СамГТУ. Ряд узлов трения этого двигателя (подшипники, уплотнения) износа практически не имели и были установлены на Казанском моторном заводе в ремонтируемых двигателях на следующий межремонтный срок. При использовании штатного масла МС-8П во время капитального ремонта замена подшипников производится в 90% случаев.

2. Трёхлетняя эксплуатация газомоторных компрессоров 10 ГКН на станции «Северная» Лентрансага показала, что введение фторсодержащей присадки в штатное масло МС-20 увеличивает износостойкость цилиндрических пар и других деталей компрессоров не менее чем на 30%.

3. При введении фторсодержащей присадки в пластичную смазку электрошпинделей получено двукратное увеличение их долговечности.

Эффективность разработанных в СамГТУ фторсодержащих присадок по сравнению с аналогами ряда ведущих международных фирм иллюстрируют результаты их испытаний на машине трения МАСТ-1 по ГОСТ 23.221-84 (рис. 2).

Технология образования фторсодержащих плёнок отработана на деталях пускового турбостартера ТС-12М, используемого для запуска газотурбинных авиадвигателей. В момент пуска ряд пар трения не имеет смазки. Для таких «тяжёлых» условий трения предложена технология обкатки в фторсодержащей среде с образованием защитных плёнок на поверхностях подшипников стартера и зубчатых колёс планетарной передачи.

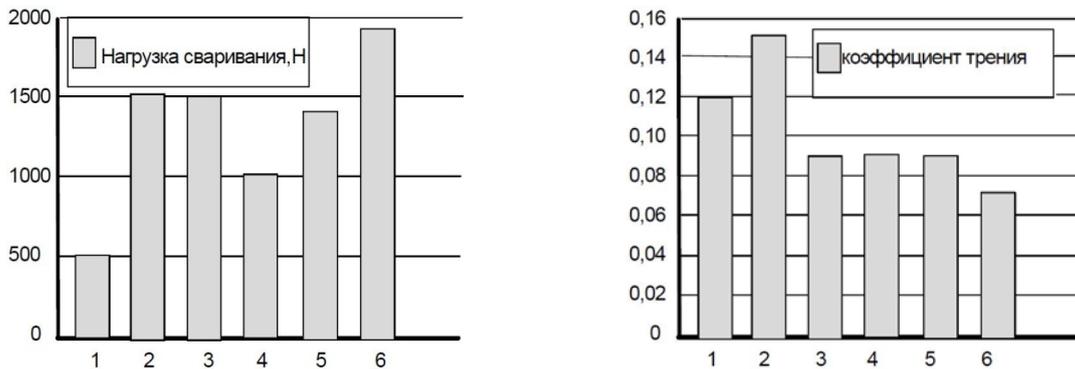


Рис. 2. Сравнение эффективности фторсодержащих присадок, введённых в масло М-5/10Г2: 1 – моторное масло без фторсодержащей присадки; 2 - присадка «LM» фирмы «Ликви Моли»; 3 – присадка «WM» фирмы «Вунс»; 4 – присадка «SLA-1» фирмы «Ачесон»; 5 – «SLA-3» фирмы «Ачесон»; 6 – присадка СамГТУ

Нано-(микро-) размерный уровень также имеет разработанный в Научно-техническом центре «Надёжность» СамГТУ способ мультисмазки [3]. Повышение нагрузочной способности смазочного слоя здесь получают путём введения промежуточного подслоя высоковязкой жидкости между металлической поверхностью и смазкой (рис. 3).

Способ эффективен в подшипниках качения, кулачковых, зубчатых и других парах и особенно при ударном и вибрационном характере нагрузки, когда контактные усилия кратковременно возрастают, смазочный слой частично или полностью разрушается и происходит взаимодействие металлических поверхностей, ведущее к изнашиванию и контактной усталости.

В качестве материала подслоя подобрана кремнийорганическая жидкость олигометилсилоксана с вариантами от ПМС-500 по ТУ6-02-737-78 до ПМС-60000.

Так, например, для повышения работоспособности роликовых подшипников автомобилей ВАЗ апробирована жидкость марки ПМС-60000, которую наносили на поверхности колец перед подачей штатной смазки (масло марки ТАД-17). Слой жидкости марки ПМС-60000 имеет толщину порядка 3 мкм. После нанесения подслоя смазки

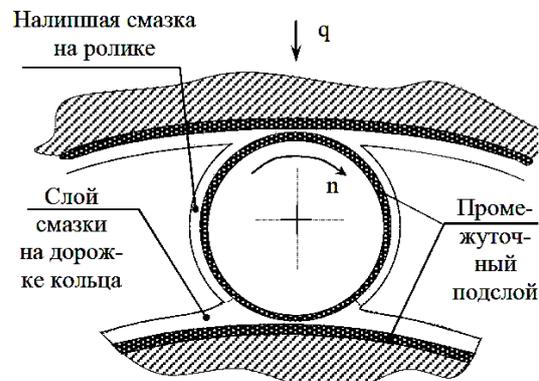


Рис. 3. Структура промежуточного подслоя в роликовом подшипнике качения

подшипник устанавливали на испытательный стенд, подавали смазку и проводили испытания.

Испытания подтвердили эффективность предложенного способа: за время испытания подшипник практически не нагревался, температура оставалась на уровне комнатной ($T \approx +25 \text{ }^\circ\text{C}$); момент трения снижался на 17,6%; уровень шума снижался на 2,5... 3,0 дБ; уровень вибрации снижался на 2...3 дБ; пятно износа при испытаниях на 4-шариковой машине трения уменьшилось на 30 и более процентов.

В ОАО «СПЗ» были проведены испытания метода мультисмазки на подшипниковых узлах ряда металлорежущих станков (табл. 1). Все перечисленные подшипниковые узлы при введении мультисмазки отработали не менее 1,5...2,0 ресурсов.

При испытаниях технологии мультисмазки (ПМС-60000, смазка Томфлон СК-250) в опорах скольжения шарошек буровых долот были превышены показатели наиболее эффективных антифрикционных смазок США, выпускаемых фирмой «Hughes Christensen, Smith и Varel» (табл. 2).

Таблица 1. Объекты испытания способа мультисмазки в шпиндельных подшипниках

Описание оборудования (наименование, модель)	Узел	Тип подшипника	Кремнийорганическая жидкость
Внутришлифовальный автомат 3485	Шпиндель	Радиально-упорный 436210	ПМС-60000
Торцешлифовальный станок 4340	Бабка изделия	Радиально-упорный 36205E	ПМС-60000
Бесцентровосферошлифовальный станок БСШ-300	Шпиндель 7311A480	Радиально-упорный 4-46220Л	ПМС-60000
Бесцентровошлифовальный станок САСЛ-200х500	Шпиндель	Радиально-упорный 4162920	ПМС-60000

Таблица 2. Результаты стендовых испытаний в опорах буксовых долот

№ п/п	Характеристики испытаний	Медьсодержащая смазка для долот фирмы «Hughes Christensen, Smith и Varel» (США)	Томфлон СК-250
1.	Скорость износа, мкм/ч	0,5	0,37
2.	Максимальная контактная нагрузка (при серебряном покрытии), кгс/см ²	40 - 45	65...67
3.	Температура саморазогрева (при максимальной нагрузке), °С	160	97 - 115
4.	Демпфирующая способность, δ	0,4	0,8

Идентичным вышеприведённой разработке является способ диффузионного молекулярного армирования поверхностей деталей машин по патенту РФ № 2198954, который реализуется путём диффузионного внедрения наночастиц или активных органических молекул вглубь материала по выходам на поверхность дефектов кристаллической решётки металлов.

В результате на поверхности образуется модифицированный слой, «прошитый» прочными цепочками химически связанных атомов (рис. 4).

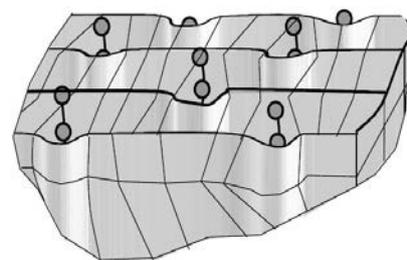


Рис. 4. Схема пассивации поверхностных дефектов

Диффундировавшие наночастицы или органические молекулы одновременно производят два действия: во-первых, закрепляют дефекты, что затрудняет их смещение относительно друг друга под действием внешней нагрузки и возможность генерировать новые дефекты, и, во-вторых, препятствуют взаимодействию выходящих на поверхность дислокаций с активными частицами окружающей среды, что во многом обуславливает ресурсоповышающий эффект и коррозионную стойкость.

При молекулярном армировании вначале производят подготовку поверхностей – их мойку и слабое травление. На втором этапе производят операцию молекулярного армирования. Детали погружают в технологическую термоактивированную (порядка 80-90_°C) органическую жидкость, например масло индустриальное, с внесёнными твёрдыми частицами и подвергают жидкость вибрации в резонансном режиме. Нагрев и вибрация вызывают разрушение органических молекул масла. В местах их разрыва образуются активные реакционные окончания, которые вместе с твёрдыми частицами взаимодействуют с активными центрами на поверхностях, проникают вглубь металла по линейным дефектам кристаллической решётки и армируют их поверхности. Об эффективности нового способа свидетельствуют результаты склерометрических испытаний, приведённые в табл._3.

Таблица 3. Результат склерометрических испытаний образцов из стали 40X

№	Виды обработки	Микротвёрдость, Н _ц , кг/мм ²	Удельная энергия активации пластической деформации, Дж/мм ³
1.	Обработка притиркой на чугунной плите	250	20,8
2.	Поверхностно-пластическое деформирование (накатка)	430	21,2
3.	Упрочнение по технологии самораспространяющегося высокотемпературного синтеза	825	21,5
4.	Упрочнение взрывом	465	21,7
5.	Новый способ	795	22,2

Наблюдаемое на поверхностях деталей повышение износостойкости достигает 25%, снижение и стабилизация силы трения имеют тот же порядок [1].

Важными сопутствующими разработками по применению изложенных выше технологий явилось создание кавитационного способа и установок для мойки поверхностей деталей (Патенты РФ № 1734886, 2024336, 2287739) и установки для переработки нефтяных шламов, которая успешно прошла испытания в цехе № 2 НГДУ «Сергиевск-нефть».

По Патенту РФ № 60160 разработаны пластинчато-эластомерные амортизаторы, демпфирующие динамическую нагрузку в узлах трения. Частотный диапазон эффективной работы амортизаторов составляет 10...1500 Гц. Вертикальная нагрузка на один комплект до 30 кН. Демпфирующий эффект пластинчатого вкладыша (равного размера с резиновым) повышает этот показатель в 2...3 раза.

Область применения данных разработок – аэрокосмическая техника, энергетика, транспорт, добывающие отрасли, нефтеперерабатывающая промышленность и машиностроение.

Библиографический список

1. Ибатуллин И.Д., Горохов В.А., Кулаков Г.А. Современные технологии и долговечность поверхностей трения при усталостном механизме изнашивания // Трение и смазка в машинах и механизмах. 2006. № 3. С. 11-20.
2. Громаковский Д.Г., Кочеров Е.П. Нанотехнологии при производстве узлов трения газотурбинных авиадвигателей. <http://mirprom.ru/public/nanotehnologii-pri-proizvodstve-uzlov-treniya-gazoturbinnih-aviadvigateley>
3. Громаковский Д.Г., Макарьянц М.В., Ткаченко С.И. Разработка склерометрического способа исследования активационных параметров повреждаемости и разрушения поверхностей, деформируемых трением // Трение и износ. 2014. Т. 35, № 1. С. 35-42.

IMPROVEMENT OF ADHESIVE PROPERTIES AND LOAD CAPACITY OF THE LUBRICANT LAYER OF FRICTION UNITS

© 2016

- D. G. Gromakovsky** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Technology of Mechanical Engineering, director of the «Nadezhnost» Research and Development Center, Samara State Technical University, Samara, Russian Federation, pnms3@mail.ru
- A. A. Koptev** Chief Engineer, JSC «Aviaagregat», «Tekhnodinamika» Holding, Samara, Russian Federation, aviaagregat@samtel.ru
- E. B. Kryshen** Head of Technology Utilization Office, «Aviaagregat», «Tekhnodinamika» Holding, Head of the Section «Organization of Research», Ministry of Industry and Technologies of Samara Region, Samara, Russian Federation, ev.kryshen@aviaagregat.net
- V. I. Haustov** Development Director, JSC «Samara Bearing Plant», Samara, Russian Federation, haustov@spzgroup.ru
- S. B. Shigin** leading engineer, «Nadezhnost» Research and Development Center, Samara State Technical University, Samara, Russian Federation, pnms3@mail.ru

The results of development of the technologies ensuring an increase of wear resistance, lowering of noise and vibration level in frictional units are discussed in the paper. The most efficient technologies of formation of fluorinated microsized films on the friction surface improving the wear resistance, contact fatigue and durability of connection of the lubricant layer with friction surfaces; molecular reinforcement of surface defects decelerating the development of fatigue damages; the effect of multilubrication improving adhesion and load characteristics of the lubricant layer, its absorbing capacity, etc. are determined. The technology of formation of fluorinated films is implemented by the introduction of graphite fluoride additive to lubricant oil. In the case of molecular reinforcement the effect of increasing wear resistance and contact endurance is connected with the passivation of surface defects formed in final treatment. Defect passivation is realized by dipping of the processed details in the oil containing solid particles in the resonant mode. In the case of multilubrication the effect of creating an underlayer of lubricant on the basis of a highly adhesive material, for example, of polimetilsiloksan produced by the JSC «TogliattiAzot» is realized. The creation of a low frequency cavitation method and installations for washing parts of friction units at the «Nadezhnost» Research and Development Center of SSTU is an important collateral development. The first installations are implemented at the JSC «Progress» Space–Rocket Center and the JSC «Aviaagregat» of the «Tekhnodinamika» Holding.

Friction units; lubricant layer; heating; wear.

Citation: Gromakovsky D.G., Koptev A.A., Kryshen E.B., Haustov V.I., Shigin S.B. Improvement of adhesive properties and load capacity of the lubricant layer of friction units. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 53-59. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-53-59

References

1. Ibatullin I.D., Gorokhov V.A., Kulakov A.G. Modern technology and the durability of the friction surfaces with a fatigue mechanism of wear. *Friction and lubrication in machines and mechanisms*. 2006. No. 3. P. 11-20. (In Russ.)
2. Gromakovsky D.G., Kocherov E.P. *Nanotekhnologii pri proizvodstve uzlov treniya gazoturbinnnykh aviadvigately* [Nanotechnologies in the manufacture of friction units of gas-turbine engines]. Available at: <http://mirprom.ru/public/nanotekhnologii-pri-proizvodstve-uzlov-treniya-gazoturbinnnyh-aviadvigately>
3. Gromakovsky D.G. Makaryants M.V., Tkachenko S.I. Development of sclerometric method of studying activation of parameters of damage and fracture of friction deformable surfaces. *Journal of Friction and Wear*. 2014. V. 35, Iss. 1. P. 25-31.
DOI: 10.3103/s1068366614010048

ЛАЗЕРНАЯ ПОРОШКОВАЯ ВОССТАНОВИТЕЛЬНАЯ НАПЛАВКА ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2016

- Р. С. Корсмик** аспирант кафедры «Сварка и лазерные технологии», Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, r.korsmik@ltc.ru
- Г. А. Туричин** доктор технических наук, профессор кафедры «Сварка и лазерные технологии», Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, gleb@ltc.ru
- О. Г. Климова-Корсмик** кандидат технических наук, доцент кафедры «Сварка и лазерные технологии», Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, o.klimova@ltc.ru
- Е. В. Земляков** кандидат технических наук, доцент кафедры «Сварка и лазерные технологии», Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, e.zemlyakov@ltc.ru
- К. Д. Бабкин** ведущий инженер, Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, babkin.kd@mail.ru

В статье проведён анализ технологий восстановительной наплавки рабочих лопаток из жаропрочных никелевых сплавов. По результатам анализа показано, что наиболее распространённые технологии ремонта не соответствуют показателям эффективного производства. В рамках совместного комплексного проекта с индустриальным партнёром предложен автоматизированный комплекс лазерной наплавки, адаптированный для размерной наплавки торцов и гребешков бандажных полок рабочих лопаток из жаропрочных сплавов турбины высокого давления, турбины низкого давления, силовой турбины газотурбинной установки при выполнении ремонтных работ. Технология восстановительной наплавки, основанная на принципах аддитивного производства, позволяет сократить потери материала при последующей механической обработке и длительность её выполнения. В процессе экспериментальных исследований установлено, что производительность процесса восстановительной лазерной наплавки рабочих лопаток может достигать нескольких десятков штук в час. Металлографические исследования показали, что наплавленные слои не содержат макродефектов. Полученные результаты показывают высокую производительность комплекса по восстановительной наплавке, обеспечивающего высокое качество наплавленного материала.

Лазерная наплавка, жаропрочные никелевые сплавы, лопатки газотурбинного двигателя.

Цитирование: Корсмик Р.С., Туричин Г.А., Климова-Корсмик О.Г., Земляков Е.В., Бабкин К.Д. Лазерная порошковая восстановительная наплавка лопаток газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 60-69.
DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-60-69

Введение

В настоящее время газотурбинные двигатели (ГТД) активно используются в авиационной и наземной технике и сфера их применения постоянно растёт. Только наземных и морских ГТД в мире производится более 1000 наименований. Более 70% из них применяется в энергетике в качестве приводов электрогенераторов на электростанциях в простом, когенерационном и комбинированном циклах. Они вырабатывают как электроэнергию, так и тепло в виде пара и горячей воды, удовлетворяя требованиям заказчиков в получении необходимых видов энергии. В энергетике применяется самый широкий мощностной ряд ГТД от 16 кВт до 300 МВт.

Неотъемлемой частью повышения срока эксплуатации ГТД является их техническое обслуживание и ремонт. В первую очередь это касается основных дорогостоящих и наиболее массово используемых элементов конструкции ГТД – лопаток компрессора,

причинами износа или поломки которых в процессе работы являются вибрации, удары, абразивный износ, работа при высоких температурах и другие негативные факторы. Также велика вероятность образования дефектов в виде врезов и утонений на лопатках в процессе их изготовления в составе монолитного колеса на 5-6 координатных обрабатывающих центрах с ЧПУ методом скоростного плунжерного фрезерования при сбое программы.

Технологии восстановления геометрии лопаток, используемые в отечественной и зарубежной промышленности, не позволяют покрыть весь диапазон требований, отвечающих современному трудо-, время-, материало- и энергоэффективному производству. Данные требования состоят из высокой производительности процесса, высокого качества наплавленного слоя, минимальной последующей механической обработки, длительного ресурса межремонтной эксплуатации восстановленных лопаток, минимального процента брака при ремонте. Низкие значения коэффициентов выхода годной продукции и используемого материала (15-25% и 10-20% соответственно) свидетельствуют о существенных недоработках в технологии восстановительной наплавки.

Технологии восстановления с помощью аргоно-дуговой наплавки [1; 2], несмотря на широкое распространение в силу простоты процесса, имеют ряд недостатков. Вследствие прямого расплавления материала лопатки сварочной дугой, относительно малой плотности мощности в столбе дуги, низких скоростей процесса и квалификации сварщика происходит объёмный разогрев лопатки. Образуется значительная зона термического влияния с крупнозернистой структурой, требующая последующей термической обработки. Формируются припуски до нескольких миллиметров на последующую механическую обработку.

В отличие от дуговых источников энергии, лучевые (лазер и электронный луч) источники позволяют избегать трудностей, возникающих при наплавке дугой, и обрабатывать не только свариваемые и трудно-свариваемые, но и несвариваемые материалы. Высокие плотности мощности, достигаемые в пучках, позволяют избежать объёмного разогрева материала и повысить скорость обработки, тем самым исключив неблагоприятное формирование микроструктуры как в основном материале, так и в наплавленном слое. Известны случаи применения электронно-лучевых установок [3; 4] для наплавки лопаток ГТД, но широкое внедрение таких установок в производство сдерживается применением вакуумных камер, требующих довольно сложного оборудования для создания вакуума. Этому недостатка лишены установки лазерной наплавки. Защита расплавленного металла от отрицательного воздействия кислорода осуществляется с помощью защитного газа, который может подаваться либо локально в зону обработки, либо заполнять всё пространство рабочей камеры, если это необходимо. В качестве присадочных материалов для лазерной наплавки могут быть применены как проволоки [5; 6], так и порошки [7–9]. Технологии наплавки проволок более сложны, поскольку проволока должна точно позиционироваться по отношению к лазерному лучу и ванне расплава и должна целиком расплавляться в зоне обработки. В противном случае не будет происходить формирования наплавленного металла. Применение порошков позволяет упростить технологию наплавки за счёт неполного захвата порошка ванной расплава. Однако в масштабах производства необходимо стремиться к коэффициенту захвата порошка на уровне 0,6–0,8.

Следующим витком развития методов наплавки и лазерной порошковой металлургии являются аддитивные технологии, позволяющие создавать либо готовые металлические изделия, либо высокоточные заготовки, требующие минимальной последующей обработки (рис. 1). Достоинствами данных технологий являются возможность изготовления деталей сложной формы из дорогостоящих материалов с уникальными свойствами. Деформации выращиваемого изделия в процессе изготовления отсутству-

ют, зона термического влияния минимальна. Аддитивные технологии нашли применение и в ремонте деталей ГТД [10]. Несмотря на широкое распространение установок селективного лазерного сплавления (SLM), позволяющих создавать детали со сложной внутренней геометрией, их рабочая зона не превышает размеров 400×400×400 мм, а сам процесс наплавки занимает довольно длительное время. В отличие от установок селективного лазерного сплавления установки прямого лазерного выращивания (DLD) отличаются большей производительностью и не ограничены в размерами рабочей камеры.

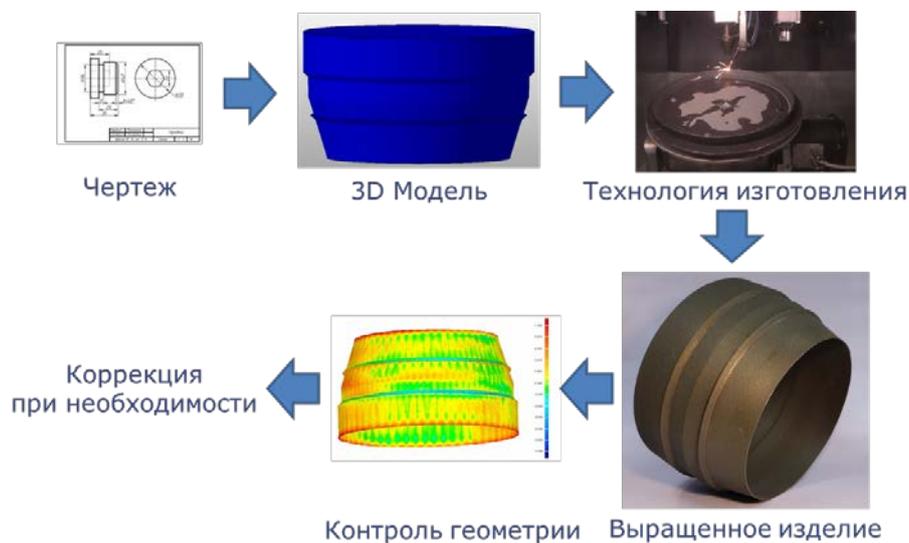


Рис. 1. Схема получения деталей с помощью аддитивных технологий

Следует отметить, что для повышения конкурентной способности для отечественного производителя наиболее актуальными становятся вопросы, связанные с созданием современных центров технического обслуживания и ремонта элементов ГТД, оснащённых высокотехнологичным оборудованием, обеспечивающим повышение межремонтного ресурса эксплуатации при снижении трудоёмкости и себестоимости их восстановления.

При реализации проекта «Создание производства восстановления рабочих лопаток газотурбинных двигателей методом лазерной наплавки», реализуемого в рамках ежегодного открытого конкурса по Постановлению Правительства № 218 «О мерах государственной поддержки развития кооперации российских высших учебных заведений и организаций, реализующих комплексные проекты по созданию высокотехнологичного производства» сотрудниками Института лазерных и сварочных технологий (ИЛИСТ) по заказу ЗАО «Плакарт» должен быть изготовлен адаптивный автоматизированный комплекс лазерной наплавки. В рамках проекта будет отработана технология лазерной наплавки, отличающаяся автоматизацией процесса; адаптацией к наплавке на высоколегированные сплавы на основе никеля; минимизацией последующей механической обработки; равномерностью структуры и минимальностью перемешивания металла основы с наплавленным слоем; малой зоной термического влияния; высоким качеством формирования и бездефектностью; отсутствием деформаций изделия, вызванных в процессе наплавки; отсутствием последующей термической обработки; возможностью наносить наплавленные слои большой площади.

Методика и материалы

Экспериментальная наплавка производилась на лабораторном стенде на базе волоконного лазера ЛС-5 мощностью 5кВт производства ИРЭ-Полнос. Излучение фокусировали с помощью технологической лазерной головки Highyag Vimo. Подача матери-

ала осуществлялась порошковым питателем Twin 10 производства Sulzer Metco. Для формирования газопорошковой струи использовали некоаксиальное сопло с диаметром выходного отверстия 2 мм, разработанное коллективом ИЛИСТ.

В качестве материалов для наплавки использовали порошковые жаропрочные сплавы EuTroLoy16625 (Inconel 625), EuTroLoy16006 (Stellite 6) производства Castolin Eutectic, ЭП648-ВИ производства ВИАМ. Фракционный состав порошка – 53-150 мкм, форма частиц – сферическая. Внешний вид порошка приведен на рис. 2, химический состав – в табл. 1.

Наплавку производили на гребешки лабиринтных уплотнений рабочих лопаток газотурбинного двигателя. Для наплавки были выбраны лопатки из жаропрочных никелевых сплавов ЖС32-ВИ и ЧС70-ВИ.

Металлографические исследования наплавленных образцов были проведены на микроскопе DMI 5000 (Leica) с программным обеспечением Tixomet.

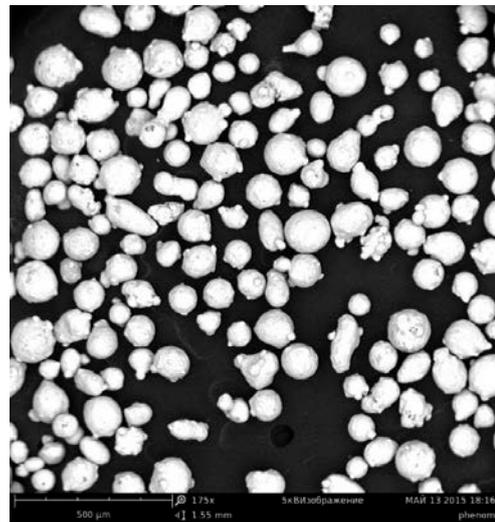


Рис. 2. Внешний вид порошка для лазерной наплавки

Таблица 1. Средний химический состав используемых материалов, %

Материал	Co	Cr	W	C	Ni	Mo	Fe	Nb	Al	Ti	Re	Ta	Прочие
Stellite 6	Осн.	30,0	5,0	1,2	<3,0	<1,0	<3,0	-	-	-	-	-	<1
Inconel 625	-	21,5	-	<0,02	Осн.	9,0	<2,0	3,6	0,02	0,02	-	-	
ЭП648-ВИ	-	34	4,5	<0,1	Осн.	3,0	<4,0	0,8	0,8	0,8	-	-	
ЖС32-ВИ	9,0	4,9	8,5	0,15	Осн.	1,0	-	1,6	5,9	-	4,0	4,0	
ЧС70-ВИ	10,5	15,9	5,3	0,09	Осн.	2,0	-	0,2	2,8	4,6			

При проведении технологических экспериментов варьировали мощность лазерного излучения, скорость перемещения фокусирующей головки относительно образца, скорость постепенного подъема фокусирующей головки для наложения следующего слоя, расход порошка. Диапазоны технологических параметров приведены в табл. 2.

Таблица 2. Режимы наплавки

Мощность, Вт	Скорость перемещения, мм/с	Расход порошка, г/мин	Диаметр пятна, мм	Шаг слоя, мм	Расстояние между соплом и образцом, мм
300 – 700	5 – 10	3,6 – 7,2	1,2	0,25 – 0,55	2 – 6

Для обеспечения устойчивости процесса наплавки исследовали зависимость расхода порошка, шага поднятия фокусирующей головки и высоты наплавленного слоя. Среднюю высоту наплавленного слоя вычисляли при наплавке 10 проходов.

Для обеспечения припуска на механическую обработку в начале и конце наплавки производили остановку фокусирующей головки, образуя при этом на кромках наплавленные «выводные планки».

Результаты и их обсуждение

Прежде всего для обеспечения устойчивости процесса исследовалось влияние расхода порошка и шага поднятия на прирост высоты наплавленного валика. Результаты измерения высоты 10 наплавленных валиков приведены в табл. 3.

Таблица 3. Высота наплавленных валиков

		Шаг поднятия, мм			
		0,25	0,35	0,45	0,55
Расход порошка, г/мин	3,6	2,5	2,4	2,3	2,2
	5,4	3,7	3,5	3,2	2,9
	7,2	4,6	4,4	4,2	4,0

По усреднённым данным, полученным из измерений, была вычислена средняя высота одного наплавленного валика. Графики, приведённые на рис. 3, показывают две зависимости. Первая иллюстрирует, что при каждом расходе порошка при увеличении шага поднятия фокусирующей головки в ванну расплава попадает меньшее количество порошка, что отражается на высоте наплавленного валика. В итоге, при продолжении процесса дисбаланс шага поднятия и наплавленного слоя увеличивается. В случае, когда шаг поднятия меньше, чем высота наплавленного слоя, разница в расстояниях может привести к столкновению сопла, через которое подаётся газопорошковая струя, и наплаваемого образца. Вторая зависимость показывает для каждого расхода порошка одинаковые значения шага поднятия и высоты наплавленного слоя. Исходя из данного графика, процесс наплавки считается устойчивым.

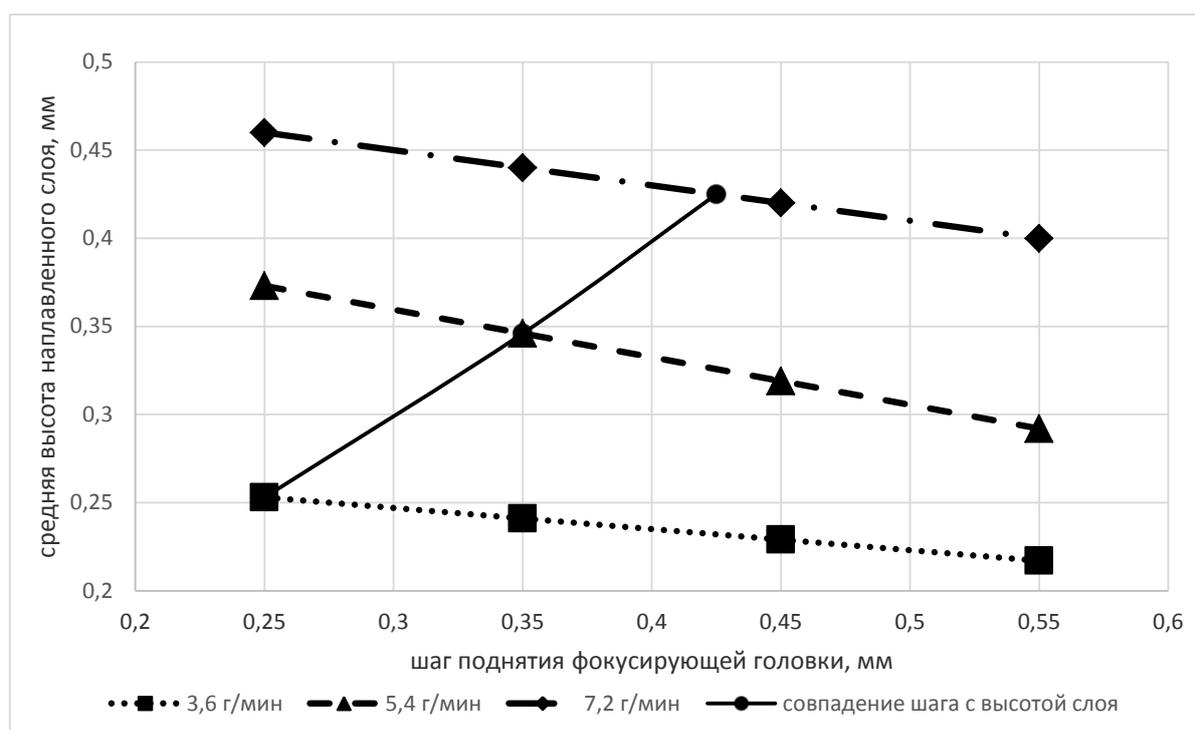
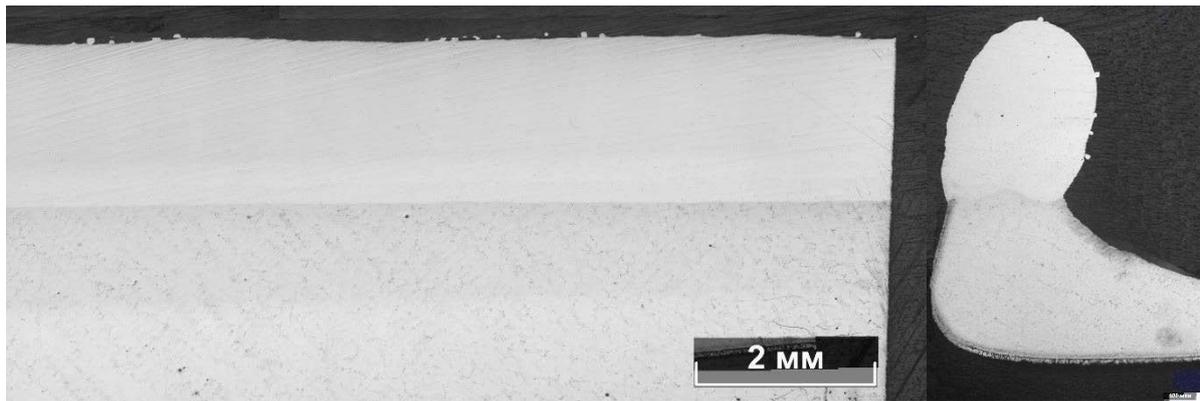


Рис. 3. Зависимость высоты наплавленного валика от расхода порошка и шага поднятия фокусирующей головки

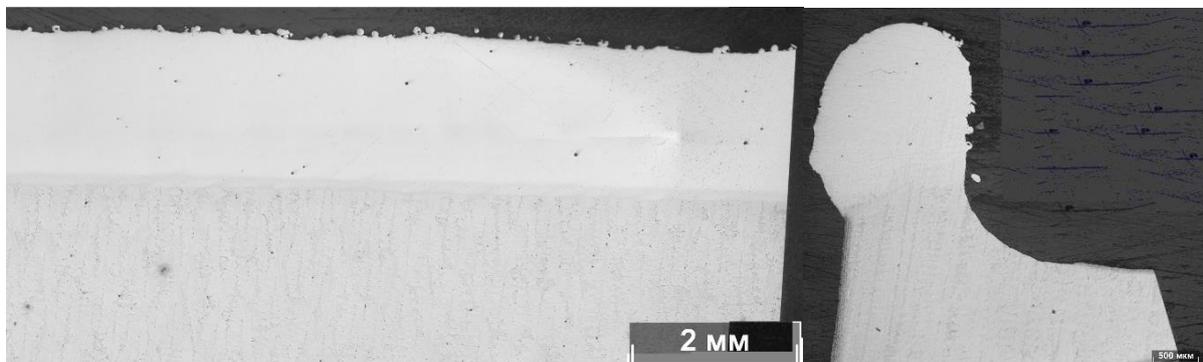
Исследования поперечных шлифов с наплавленными гребешками на рабочие лопатки показали, что во всех образцах в металле наплавки отсутствуют поры, оксидные прослойки и нерасплавленные частицы порошка. В металле наплавки, зоне сплавления, основном металле трещин не обнаружено. В случае наплавки Stellite 6 на лопатку из ЖС32-ВИ линия сплавления чёткая (рис. 4, а). При наплавке ЭП648-ВИ на лопатку из ЖС32-ВИ и Inconel 625 на лопатку из ЧС70-ВИ линия сплавления волнистая, с незначительным перемешиванием материалов (рис. 5, а; 6, а).



а

б

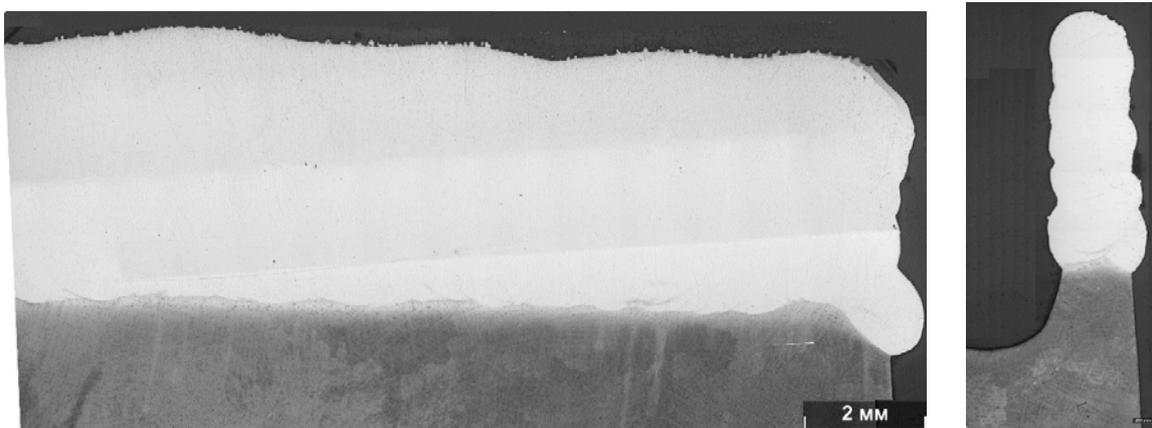
Рис. 4. Микрофотографии шлифов продольного (а) и поперечного (б) сечений гребешков из материала ЖС32-ВИ, восстановленных порошком Stellite 6



а

б

Рис. 5. Микрофотографии шлифов продольного (а) и поперечного (б) сечений гребешков из материала ЖС32-ВИ, восстановленных порошком ЭП648-ВИ



а

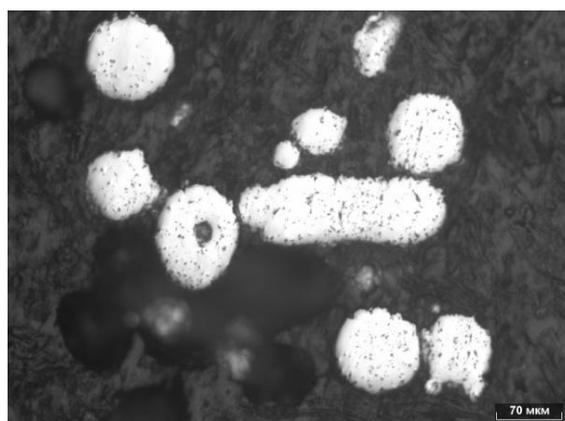
б

Рис. 6. Микрофотографии шлифов продольного (а) и поперечного (б) сечений гребешков из материала ЧС70-ВИ, восстановленных порошком Inconel 625

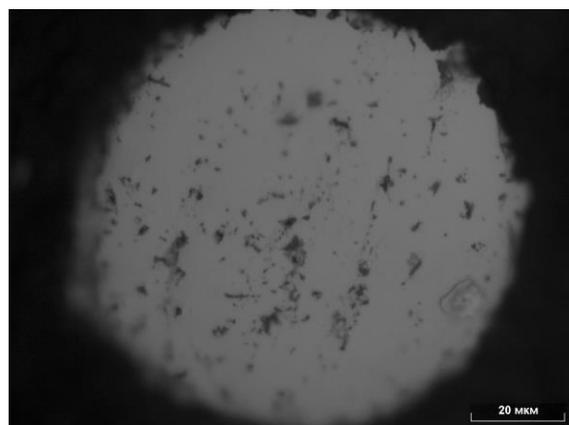
При наплавке с различной высотой валика изменяется качество боковой поверхности. При высоте наплавляемого валика 0,25 мм поверхность более ровная (рис. 4, б, 5, б) по сравнению с валиком высотой 0,5 мм (рис. 6, б). При наплавке с большей высотой слоя видны западания между проходами. При высоте наплавляемого слоя 0,25 мм производительность процесса наплавки может быть достигнута до 25 рабочих лопаток в час. При повышении производительности процесса и получении более грубой поверхности количество наплавленных лопаток за час может быть увеличено до 50 штук.

При проведении металлографических исследований в наплавленном металле обнаружены оксидные включения. Для наплавов порошков Stellite 6 и Inconel 625 размер включений не превышает 20 мкм (рис. 4, б). При анализе наплавленного порошка ЭП648-ВИ оксидных включений выявлено заметно больше и их размер достигает 40 мкм (рис. 5).

Для установления причин возникновения оксидных включений в наплавленном металле исходные порошки были подвергнуты металлографическому контролю, который показал, что порошки всех используемых марок, в большем или меньшем количестве, содержат оксидные включения. Больше всего окислов наблюдалось в порошке марки ЭП648-ВИ (рис. 7). Данный факт является подтверждением того, что окисление элементов произошло не в процессе восстановления, а оксиды перешли в наплавку из используемого материала. Таким образом, происходит наследование микроструктуры порошкового тела.



а



б

*Рис. 7. Микрофотографии илифлов порошка ЭП648-ВИ:
а – форма частиц и оксидные включения при малом увеличении;
б – оксидные включения при большом увеличении*

Заключение

1. Проведённый анализ существующих технологий показал, что большинство применяемых в промышленности технологий наплавки экономически не эффективны и не обеспечивают бездефектности изделия. Лучшими показателями по производительности и качеству наплавки обладают установки прямого лазерного выращивания.

2. В образцах восстановленных гребешков лабиринтного уплотнения отсутствуют поры, плёны и нерасплавленные частицы порошка. В металле наплавки, зоне сплавления, основном металле трещин не обнаружено.

Работа выполнена при поддержке Правительства Российской Федерации (Мин-обнауки России) в рамках реализации комплексного проекта «Создание производства восстановления рабочих лопаток газотурбинных двигателей методом лазерной наплавки». Договор № 02.G25.31.0215 от 27 апреля 2016 г.

Библиографический список

1. Сорокин Л.И. Аргодуговая наплавка бандажных полок рабочих лопаток из высокожаропрочных никелевых сплавов // Сварочное производство. 2004. № 7. С. 36-38.
2. Климов В.Г. Сравнение методов восстановления геометрии пера лопаток турбины из жаропрочных сплавов // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23, № 1. С. 86-97.
3. Шулов В.А., Пайкин А.Г., Быценко О.А., Теряев Д.А., Энгелько В.И., Ткаченко К.И. Разработка технологического процесса электронно-лучевого ремонта и восстановления свойств лопаток турбины ГТД из сплава ЖС26НК с жаростойким покрытием Nicraly // Упрочняющие технологии и покрытия. 2010. № 3. С. 34-38.
4. Серков А.В., Лоншакова О.Н., Тихомиров А.Е., Бабич И.И., Гейкин В.А., Пузанов С.Г., Фокин Г.А., Кропанёв С.А., Матвеев А.Н. Способ ремонта поверхностных дефектов пера лопаток турбины ГТД: патент РФ № 2419526; опубл. 27.05.2011.
5. Сотов А.В., Смелов В.Г., Носова Е.А., Косырев С.А. Импульсная лазерная наплавка лопаток газотурбинных двигателей // Известия Самарского научного центра РАН. 2013. Т. 15, № 6-4. С. 973-977.
6. Abioye T.E., Folkes J., Clare A.T. A parametric study of Inconel 625 wire laser deposition // Journal of Materials Processing Technology. 2013. V. 213, Iss. 12. P. 2145-2151. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2013.06.007
7. Kasser D. Laser Powder Fusion Welding. http://huffman-llc.com/pdf/Articles/LPFW%20Huffman_Kaser.pdf
8. Kathuria Y.P. Some aspects of laser surface cladding in the turbine industry // Surface and Coatings Technology. 2000. V. 132, Iss. 2-3. P. 262-269. DOI: 10.1016/s0257-8972(00)00735-0
9. Shepeleva L., Medres B., Kaplan W. D., Bamberger M., Weisheit A. Laser cladding of turbine blades // Surface and Coatings Technology. 2000. V. 125, Iss. 1-3. P. 45-48. DOI: 10.1016/s0257-8972(99)00603-9
10. Kelbassa I., Albus P., Dietrich J., Wilkes J. Manufacture and repair of aero engine components using laser technology // Proceedings of the 3rd Pacific International Conference on Application of Lasers and Optics. 2008. P. 208-213.

LASER POWDER WELD RECONDITIONING OF GAS TURBINE ENGINE BLADES

© 2016

- R. S. Korsmik** postgraduate student of the Department of Welding and Laser Technologies, Peter the Great Saint-Petersburg Polytechnic University, Saint-Petersburg, Russian Federation, r.korsmik@ltc.ru
- G. A. Turichin** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Welding and Laser Technologies, Peter the Great Saint-Petersburg Polytechnic University, Saint-Petersburg, Russian Federation, gleb@ltc.ru
- O. G. Klimova-Korsmik** Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Welding and Laser Technologies, Peter the Great Saint-Petersburg Polytechnic University, Saint-Petersburg, Russian Federation, o.klimova@ltc.ru
- E. V. Zemlyakov** Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Welding and Laser Technologies, Peter the Great Saint-Petersburg Polytechnic University, Saint-Petersburg, Russian Federation, e.zemlyakov@ltc.ru
- K. D. Babkin** senior engineer, Peter the Great Saint-Petersburg Polytechnic University, Saint-Petersburg, Russian Federation, babkin.kd@mail.ru

The paper presents an analysis of technologies of weld reconditioning of gas turbine engine blades made of heat-resistant nickel alloys. The analysis shows that the most prevalent techniques of repair do not meet the demands of modern efficient production. An automated laser cladding machine adapted for fine cladding of blade elements of high-pressure turbines, low-pressure turbines and power turbines of gas turbine units during repairing is proposed within the framework of a joint project with an industrial partner. The weld reconditioning technology based on the principles of additive manufacturing makes it possible to reduce both the losses of material during the subsequent machining and the duration of the latter. Experimental studies on laser cladding showed that the productivity of the cladding process could be up to several tens of working blades per hour. Metallographic studies show that the deposited layers do not contain macroscopic defects. The results obtained by the authors allow predicting high productivity of the equipment for weld reconditioning, providing high quality of the material deposited.

Laser cladding, heat-resistant nickel alloys, gas turbine engine blades.

Citation: Korsmik R.S., Turichin G.A., Klimova-Korsmik O.G., Zemlyakov E.V., Babkin K.D. Laser powder weld reconditioning of gas turbine engine blades. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 60-69. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-60-69

References

1. Sorokin L.I. Argon-arc surfacing of shrouding flanges for blades made of superheat-resistant nickel alloys. *Svarochnoe Proizvodstvo*. 2004. No. 7. P. 36-38. (In Russ.)
2. Klimov V.G. Comparison of turbine blade wing of heat-resisting alloy geometry restoring techniques. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*. 2016. V. 23, no. 1. P. 86-97. (In Russ.)
3. Shulov V.A., Paikin A.G., Bytzenko O.A., Teryaev D.A., Engelko V.I., Tkachenko K.I. Technological process development of electron beam repair and property recovery of gas turbine engine blades from GHS26NK alloy with NiCrAlY resistant coating. *Strengthening Technologies and Coatings*. 2010. No. 3. P. 34-38. (In Russ.)
4. Serkov A.V., Lonshakova O.N., Tikhomirov A.E., Babich I.I., Gejkin V.A., Puzanov S.G., Fokin G.A., Kropanev S.A., Matveev A.N. *Sposob remonta poverkhnostnykh defektov pera lopatok turbiny GTD* [Method of repairing surface defects of gas turbine blade body]. Patent RF, no. 2419526, 2011. (Publ. 27.05.2011).

5. Sotov A.V., Smelov V.G., Nosova E.A., Kosyrev S.A. Impulse laser build-up welding blades of gas turbine engines. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2013. V. 15, no. 6-4. P. 973-977. (In Russ.)
6. Abioye T.E., Folkes J., Clare A.T. A parametric study of Inconel 625 wire laser deposition. *Journal of Materials Processing Technology*. 2013. V. 213, Iss. 12. P. 2145-2151. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2013.06.007
7. Kasser D. Laser Powder Fusion Welding. Available at: http://huffman-llc.com/pdf/Articles/LPFW%20Huffman_Kaser.pdf
8. Kathuria Y.P. Some aspects of laser surface cladding in the turbine industry. *Surface and Coatings Technology*. 2000. V. 132, Iss. 2-3. P. 262-269. DOI: 10.1016/s0257-8972(00)00735-0
9. Shepeleva L., Medres B., Kaplan W.D., Bamberger M., Weisheit A. Laser cladding of turbine blades. *Surface and Coatings Technology*. 2000. V. 125, Iss. 1-3. P. 45-48. DOI: 10.1016/s0257-8972(99)00603-9
10. Kelbassa I., Albus P., Dietrich J., Wilkes J. Manufacture and repair of aero engine components using laser technology. *Proceedings of the 3rd Pacific International Conference on Application of Lasers and Optics*. 2008. P. 208-213.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО СМЕСИТЕЛЯ ЗАКРЫТОГО ТИПА

© 2016

- И. А. Лепешинский** доктор технических наук, профессор, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), igorlepezh@yandex.ru
- В. А. Решетников** кандидат физико-математических наук, доцент, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), yresh031152@mail.ru
- И. А. Заранкевич** аспирант, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), zarankevich@yandex.ru
- Е. А. Истомин** кандидат технических наук, заместитель главного конструктора, ОКБ «Кристалл», eistomin@inbox.ru
- И. В. Антоновский** аспирант, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), antonovskij@mail.ru
- А. А. Гузенко** аспирант, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), a_guzenko_89@mail.ru

В статье рассмотрен новый газодинамический смеситель – смеситель закрытого типа. Экспериментально исследованы структура двухфазного течения, сформированного этим смесителем, поля скоростей дисперсной фазы, размер и концентрация капель. Рассчитаны пульсационные характеристики дисперсной фазы. Смеситель обеспечивает работу системы, формирующей получение двухфазных высококонцентрированных газочапельных струй при различных расходах и давлениях рабочих тел. Установлено, что благодаря наличию воздуха в двухфазном рабочем теле жидкость разгоняется на начальном участке струи, а затем тормозится. Поток является полидисперсным: существуют участки очень малых частиц, которые оптика практически не разрешает, есть очень крупные капли. Измерение дисперсности разными методами показало близкие результаты. Экспериментально установлено, что максимальные пульсации имеются на выходе из сопла, а в двухфазной струе есть локальные минимумы.

Газодинамический смеситель, двухфазный поток, дисперсная фаза, поля скоростей, размеров и концентраций, PIV-метод, пульсационная скорость.

Цитирование: Лепешинский И.А., Решетников В.А., Заранкевич И.А., Истомин Е.А., Антоновский И.В., Гузенко А.А. Экспериментальное исследование газодинамического смесителя закрытого типа // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 70-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-70-80

Газодинамическое смесительное устройство закрытого типа

Под газодинамическим смесительным устройством закрытого типа понимается устройство, использующее двухфазное рабочее тело, состоящее из жидкости и газа, которые предварительно смешиваются, а затем подвергаются истечению. Площадь сечения выхода таких смесителей, в отличие от смесителей открытого типа [1; 2], меньше площади сечения камеры смешения. Газодинамические устройства с двухфазным рабочим телом различаются по структуре двухфазного потока, формируемой в устройстве, и по соотношению площади выходного сечения к сечению канала смесителя. Это либо пузырьковая, либо газочапельная структура, либо смешанное течение переменной структуры. Особенности исследуемого смесителя являются высокие массовые концентрации конденсированной фазы, однако объёмные концентрации соответствуют газочапельной структуре, а не пузырьковой. При работе смесителя используется область двухфазной структуры, которая по значению объёмной концентрации газа лежит выше

критического значения $\alpha_{\text{кр.}} = 0.523$, соответствующего граничному значению между этими структурами [1]. Отметим, что в ряде случаев она может иметь более сложный характер (пенная, перемежаемая, отдельная или смешанная: пузырьковая + жидкостная +газокапельная).

Рассмотрим исследуемое смесительное устройство для формирования газок капельной структуры [3]. Оно состоит (рис. 1) из цилиндрической камеры смешения 1, у которой на входе имеется сопло 2 для подвода жидкости и отверстия 3, расположенные перпендикулярно оси камеры, для подачи воздуха.

На выходе из камеры смешения установлено цилиндрическое сопло 4 с внутренним диаметром 3.5 мм и длиной 10 мм. Смеситель с соплом на выходе обеспечивает формирование двухфазной высококонцентрированной газок капельной струи при различных расходах и давлениях рабочих тел.

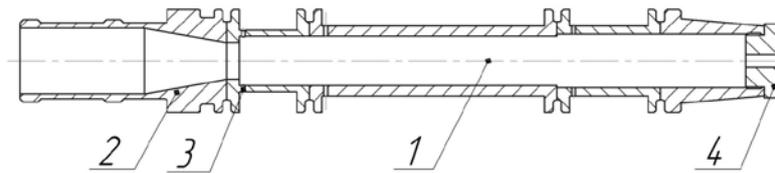


Рис. 1. Конструкция смесителя в сборе

Газодинамический стенд, предназначенный для исследования двухфазных газок капельных и пузырьковых течений, имеет гидравлическую и пневматическую магистрали, обеспечивающие подачу жидкости (воды) и газа (воздуха), и систему измерения их параметров на входе в смеситель – давления, температуры и расходов.

Опыты показали, что исследуемый смеситель на ряде режимов отличается неустойчивой работой, поэтому приходилось специально подбирать устойчивые режимы. Такие режимы были найдены: давление жидкости и давление воздуха равны, их значения 14.4 и 8 атм.; расход жидкости при этом менялся в диапазоне 120-205 г/с для первого значения давления и 120-150 г/с для второго; расход воздуха – 6.3-8.6 г/с и 3.6-3.9 г/с соответственно; α_r варьировалось в диапазоне 0.64-0.84, что больше критического значения.

Результаты экспериментальных исследований

При проведении исследований определялась структура течения, поля скоростей дисперсной фазы, размер и концентрация капель в поле течения струи, а также пульсационные характеристики дисперсной фазы. На рис. 2 приведена фотография, полученная при использовании вспышки. На ней видна волновая пространственная структура течения. Расстояние между гребнями волны составляет в среднем 5 см.

Измерение полей скоростей. Измерение полей скоростей дисперсной фазы двухфазного потока производилась PIV-методом (Particle Image Velocimetry – измерение скоростей (анемометрия) по изображению частиц) [4]. В настоящее время наиболее часто изображение регистрируют при помощи импульсного лазерного «ножа», формирующего измерительный объём («световую плоскость» или лазерный «нож»). Световая плоскость, которую образует лазерный «нож», в экспериментах имела размер 250×250 мм и была расположена вертикально. При этом горизонтальная ось, соответствующая оси потока, имеет обозначение X, вертикальная – Y. Система может измерять скорости по оси Z, направление которой перпендикулярно «плоскости» лазерного «ножа». Толщина «плоскости» составляла 3-5 мм.

Система лазерных измерений, в основу которой положен PIV-метод, позволила по изображениям потока вычислить: линии тока и вектора скорости в пределах каждого

элементарного объёма для каждой пары импульсов лазера; карты проекций скоростей для каждой пары импульсов лазера; графики проекций скоростей U и V как функции координат X и Y . Было выполнено усреднение как по пространству, так и по времени.



Рис. 2. Фотография двухфазного потока, сформированного газодинамическим смесителем закрытого типа

На рис. 3 приведён пример фотографии начального участка струи смесителя, полученной при помощи лазерной установки, реализующей PIV-метод. По горизонтали отложена координата X , по вертикали – Y (в мм). На снимке видно, что поток полидисперсный: существуют участки очень малых частиц, которые оптика практически не разрешает, есть и очень крупные капли, выделяющиеся своей яркостью.

После регистрации изображений с помощью программного обеспечения PIV-метода, разработанного фирмой LaVision, рассчитывались поля скоростей для каждой зарегистрированной области.

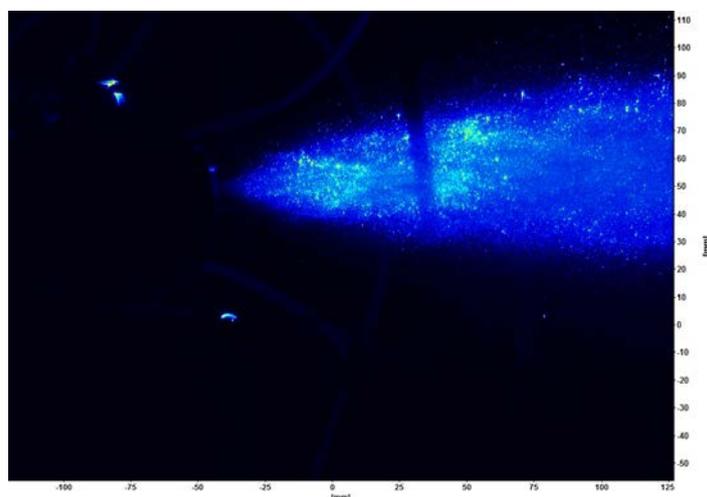


Рис. 3. Начальный участок струи: срез сопла соответствует $X = -50$ мм

Поля горизонтальной проекции скорости. На рис. 4 представлена карта мгновенных проекций горизонтальной скорости U для начального участка струи. Срез сопла находится в координате $X = -50$ мм. Скорость капель непосредственно на срезе сопла составляет 26 м/с. Карты «мгновенной» экспозиции, аналогичные приведённой на рис. 4, свидетельствуют о пульсирующем характере течения. Следует отметить, что благодаря наличию воздуха в двухфазном рабочем теле капли жидкости разгоняются

на начальном участке до скорости порядка 60 м/с (это мгновенное значение для данного снимка, среднее значение равно 70 м/с), а затем тормозятся. Для проверки достоверности результатов время между импульсами, определяющими начальное и конечное положение частиц, менялось от 3 до 20 мкс (при рекомендуемом калькулятором PIV значении 10 мкс). При этом заметных отличий в результатах измерения полей скоростей обнаружено не было.

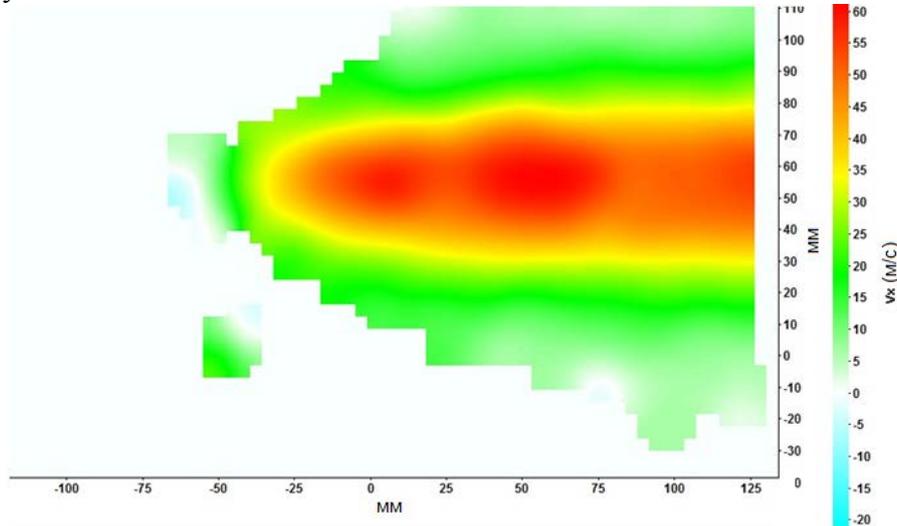


Рис. 4. Карта U_x : начальный участок струи; срез сопла соответствует $X = -50$ мм

Поля вертикальной проекции скорости. На рис. 5 представлена карта мгновенных проекций вертикальной скорости V для начального участка струи. Из него видно, что вертикальные составляющие, расположенные выше оси струи, направлены, в основном, вверх, а расположенные ниже оси струи, направлены вниз. Величины этих скоростей не превышают 5-6 м/с. Но существуют области вверху, где вертикальная составляющая скорости отрицательна, а внизу – положительна. При этом линия нулевых скоростей вдоль направления оси волнообразно искривлена. При дальнейшем развитии струи выше оси резко возрастает площадь областей с направлением вертикальной составляющей скорости вниз, а ниже оси – вверх. На большом расстоянии эта тенденция увеличивается, причём видны и вихревые области: на небольшой площади вертикальных скоростей есть положительные и отрицательные значения. Отметим, что на других участках течения (для них также получены карты U и V) эта тенденция сохраняется.

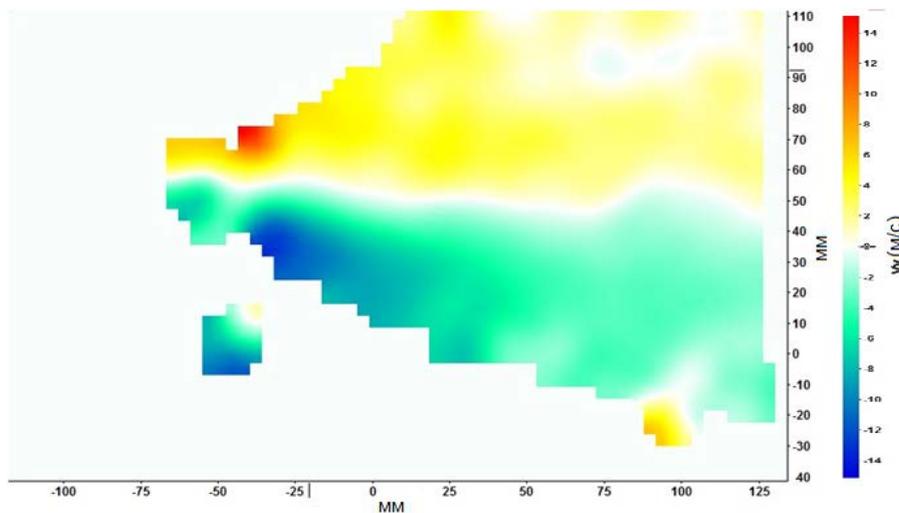


Рис. 5. Карта V_y : начальный участок струи; срез сопла соответствует $X = -50$ мм

Средние скорости. На рис. 6, 7 приведены графики осевой проекции вектора средней скорости капель U вдоль оси струи и в трёх поперечных сечениях струи (для расстояний 25, 300 и 550 мм от среза сопла). Следует отметить (рис. 6), что скорость капель увеличивается от 28 м/с (в начальном сечении) до максимального значения 70 м/с (на расстоянии 150 мм). Это увеличение обеспечивается воздухом, содержащимся в двухфазной смеси, который и разгоняет капли.

Максимальное значение скорости капель, рассчитанное по жидкой фазе, составляет величину порядка 50 м/с, а по средней плотности двухфазного потока – величину порядка 100 м/с.

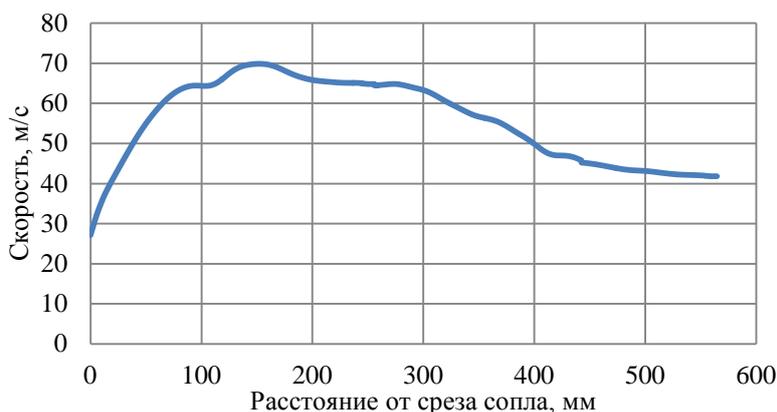


Рис. 6. Профиль U -проекции вектора скорости капель на ось X вдоль струи

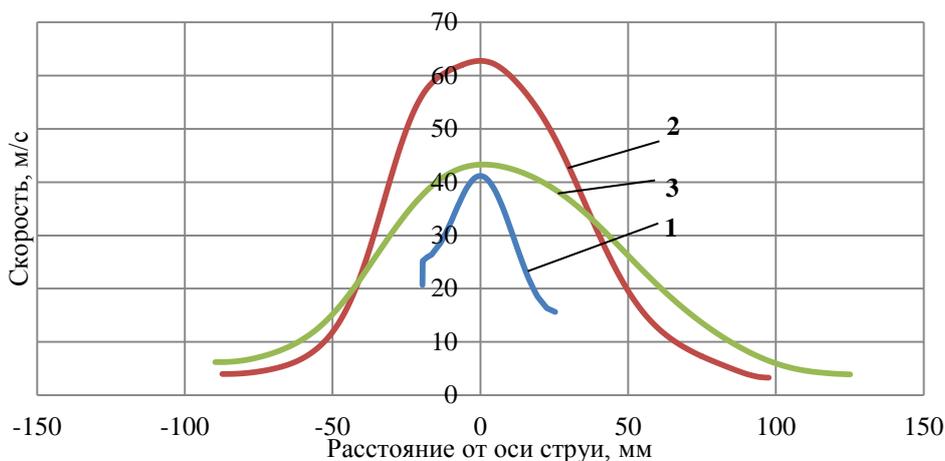


Рис. 7. Профили U -проекции вектора скорости капель на ось X в поперечных сечениях струи: 1 – 25 мм, 2 – 300 мм, 3 – 550 мм от среза сопла

Пульсационные характеристики. На рис. 8 показана относительная пульсационная скорость капель вдоль оси X :

$$\varepsilon = \frac{V'}{V}, \quad V' = \left(u'^2 + v'^2 + w'^2 \right)^{\frac{1}{2}}, \quad V = \left(u^2 + v^2 + w^2 \right)^{\frac{1}{2}}.$$

Здесь u, v и w – соответственно проекции средних скоростей на оси X, Y и Z ; u', v' и w' – соответственно средние пульсационные скорости вдоль осей X, Y и Z ; V – средний модуль вектора скорости капель; V' – средняя пульсационная скорость. Результаты расчётов по полученным значениям скоростей показывают, что максимальные относительные пульсации исследуемого смесителя имеют место на срезе сопла, минимум достигается на расстоянии $X=200$ мм, далее идёт медленный осциллирующий рост (рис. 8).

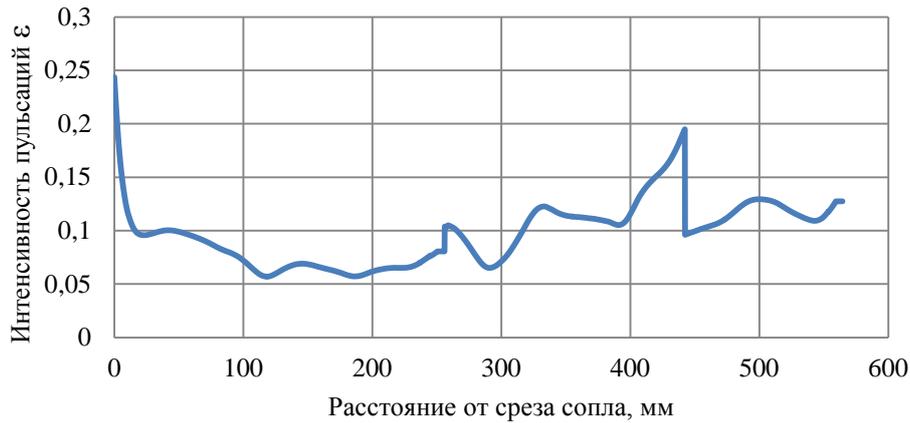


Рис. 8. Профиль относительной пульсационной скорости вдоль оси X

Измерение размеров частиц дисперсной фазы. Использовалась лазерная система измерения дисперсного состава двухфазных потоков [5; 6] в трёх сечениях, соответствующих расстояниям от среза сопла 150, 350 и 500 мм, шаг перемещения в сечении - 10 мм. Диаметр лазерного луча, зондирующего измерительный объём, составлял 2 мм. Сканирование измерительного объёма осуществлялось за счёт перемещения объекта исследования, установленного на трёхкоординатном столе. Управление перемещением осуществлялось от компьютера. В связи с тем, что число рассеивающих частиц на границе потока и в его центре сильно варьировалось, при регистрации рассеянного света проводилась многократная фотосъёмка. Диапазон выдержек – от 1/4000 до 1 с, фокусное расстояние Фурье-линзы 500 мм. Фотографирование осуществлялось в автоматическом режиме с помощью разработанного программного обеспечения. При расчёте размеров по индикатрисе рассеяния учитывалась аппаратная функция измерительной системы и вводилась поправка на многократность рассеяния.

На рис. 9 приведена зависимость диаметра Заутера от координаты Y для разных расстояний от среза сопла. Из-за нестационарности течения погрешность в измерении размеров составляла порядка 15%. Поэтому можно считать, что полученные изменения размеров находятся в пределах погрешности.

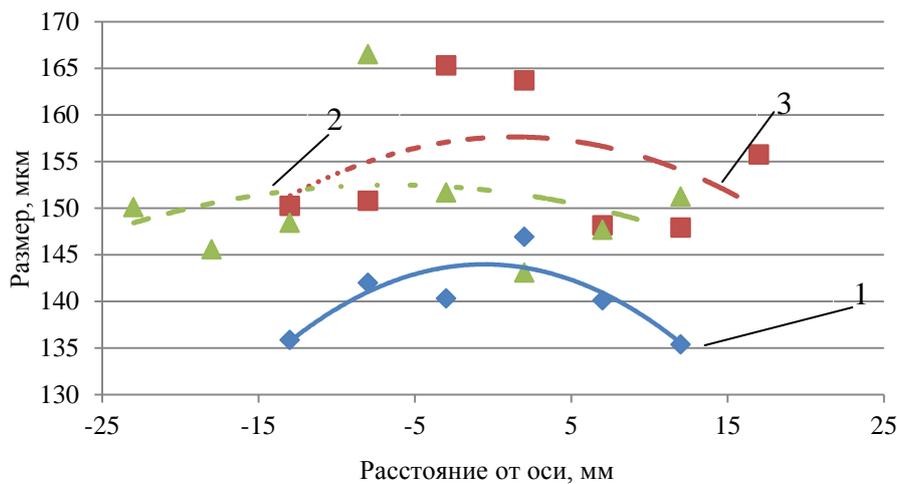


Рис. 9. Дисперсность капель (диаметр Заутера d_{32}) в трёх поперечных сечениях струи на расстояниях: 1 – 150 мм, 2 – 350 мм и 3 – 500 мм от среза сопла

Измерения размеров по изображению потока. С целью уточнения полученных результатов была выполнена видеосъемка струи двухфазного потока скоростной видеокамерой High Speed Star FASTCAM SA5. Сначала использовался объектив Nikon типа Nikkor, фокусное расстояние 50 мм, относительное отверстие 1:1.2, расстояние до струи составляло 650 мм. Двухфазный поток освещался мощными галогеновыми лампами. На первом кадре (рис. 10) слева видна область повышенной массовой концентрации. Эта область движется несколько быстрее других областей (кадры 2-6), причём массовая концентрация частиц при движении постепенно падает. Уменьшается и скорость фронта области высокой концентрации. На кадре 8 слева видна новая область высокой концентрации, а на кадре 9 видно, что скорость её движения выше, чем в данный момент времени у предшествующей области (смещение больше). Таким образом, анализ полученной видеосъемки показал, что течение нестационарное, наблюдаются сильные пульсации, причём периодически волны догоняют впереди идущие волны и сливаются с ними. Это усложняет получение характеристик двухфазного течения и повышает погрешность измерений.

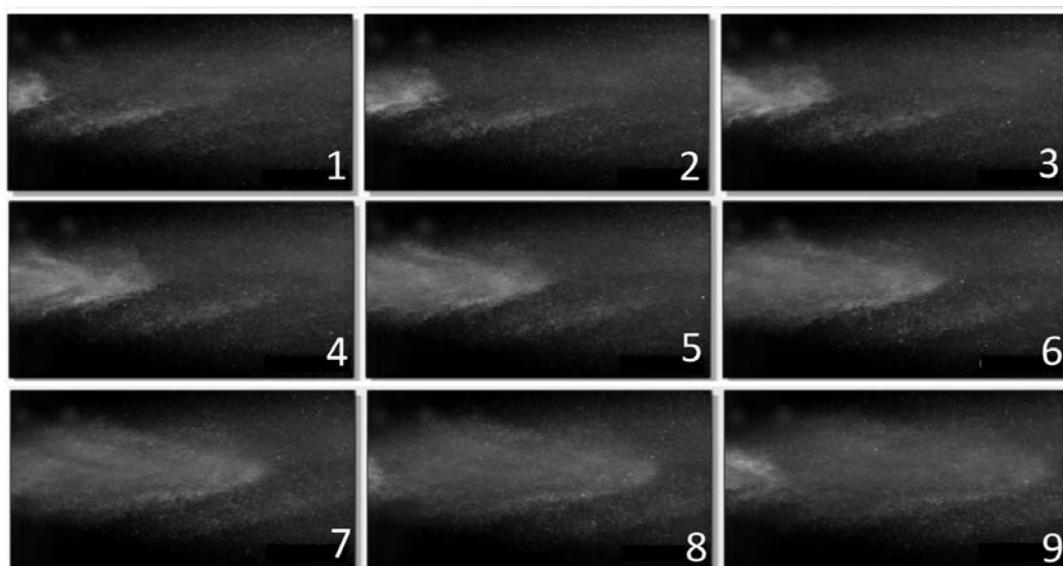


Рис. 10. Кадры струи со скоростной видеокамеры: время между кадрами 1/15000 с

Для измерения размеров частиц по изображениям, полученным скоростной видеокамерой, использовался объектив Canon с переменным фокусным расстоянием 75-300 мм, установленный в специальном тубусе. Это позволило получить на матрице видеокамеры увеличенное в 12.5 раза изображение частиц (при фокусном расстоянии 300 мм). Масштабный фактор 46.95 пиксель/мм. Для подсветки применялся лазерный «нож». На рис. 11 приведена одна из фотографий изображения потока. Размеры регистрируемой области составляют $10 \times 10 \times 3$ мм³. На фотографии видно, что размеры частиц варьируются в широких пределах, их форма близка к сферической, концентрация частиц в этой области достаточно высока.

Для измерения распределения размеров и концентрации частиц в поперечном сечении струи была проведена видеосъемка на расстоянии 350 мм от среза сопла. Объект исследования перемещался с шагом 10 мм. Для каждого положения объекта с помощью специально разработанной программы для алгоритма [7] по изображению рассчитывалось распределение частиц по размерам.



Рис. 11. Изображение со скоростной видеокамеры. Размер области $10 \times 10 \times 3 \text{ мм}^3$

Полученное распределение усреднялось по выборке изображений, после чего рассчитывались средний по выборке диаметр Заутера и средняя счётная концентрация для данного положения объекта исследования. Затем проводились расчёты для следующего положения. Результаты расчётов представлены на рис. 12, 13.

В центре струи диаметр частиц наименьший (порядка 120 мкм), а концентрация наибольшая (порядка $4.2 \times 10^3 \text{ 1/см}^3$). По мере удаления от оси размер растёт, причём по-разному для областей выше и ниже оси, и достигает 170-200 мкм на расстоянии от оси 60 мм. Счётная концентрация при этом падает в 2 раза. На расстоянии 70-80 мм от оси поток практически отсутствовал. Сравнение этих результатов с результатами, полученными по индикатрисе рассеяния (рис. 9), показывает, что они отличаются на 20% в центре и на 25% – на периферии. Это связано, по-видимому, с нестационарностью течения.

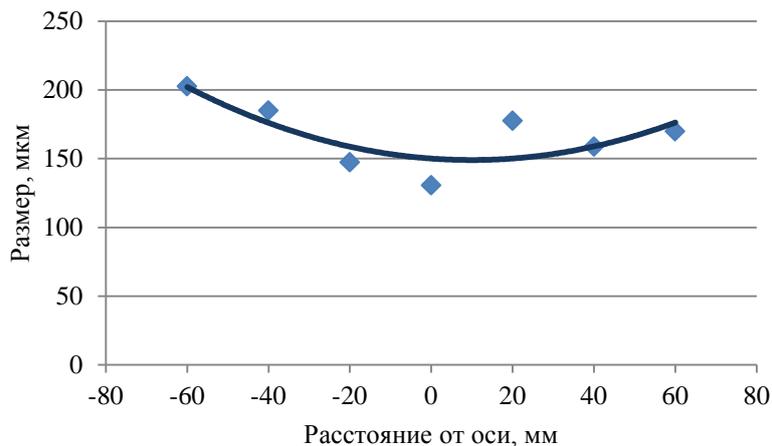


Рис. 12. Зависимость диаметра Заутера d_{32} от расстояния до оси струи: расстояние от среза сопла 350 мм

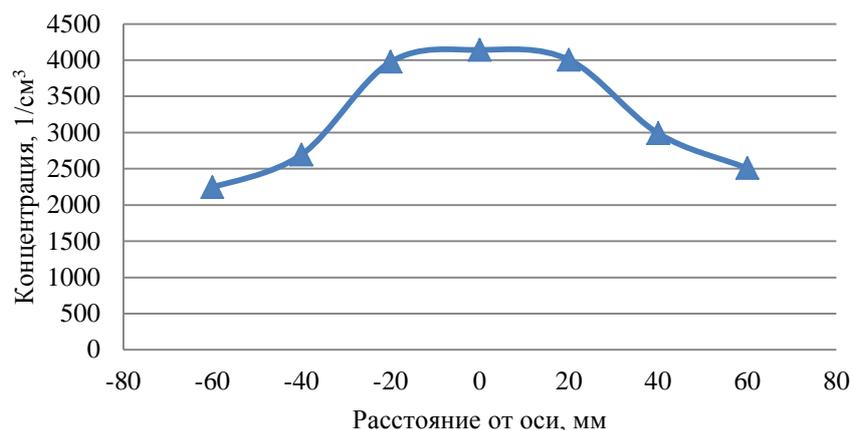


Рис. 13. Зависимость счётной концентрации от расстояния до оси струи: расстояние от среза сопла 350 мм

Заключение

Проведённое экспериментальное исследование нового разработанного газодинамического смесителя закрытого типа с двухфазным рабочим телом, работающего в диапазоне объёмных концентраций, соответствующих газокапельной структуре, показало, что небольшое добавление (порядка 2% по массе) газа, например, воздуха, может существенно влиять на процессы смешения жидкости и газа (топлива с воздухом) за счёт турбулизации и повышения энергетики конденсированной фазы при формировании двухфазных газокапельных струй.

Предложенная конструктивная схема (с учётом равенства давления рабочих тел на входе) при использовании газодинамического смесителя в камере сгорания двигателя может позволить снизить давление подачи топлива. Воздух, отбираемый для смесителя, далее будет использован в камере сгорания.

Работа выполнена в рамках базовой части государственного задания Минобрнауки РФ.

Библиографический список

1. Зуев Ю.В., Истомина Е.А., Лепешинский И.А., Решетников В.А., Чабанов В.А. Разработка и исследование смесительных устройств // Материалы X Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях «NPNG 2014». 2014. М.: Московский авиационный институт, 2014. С. 96-98.
2. Бантиков Д.Ю., Гречишников О.В., Роголев В.В., Росляков А.Д., Цибизов Ю.И. Пути совершенствования горелок двухзонных камер сгорания // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5 (47), ч. 2. С. 88-94.
3. Lund M.T., Sojka P.E., Lefebvre A.H., Gosselin P.G. Effervescent Atomization at Low Mass Flow Rates. Part 1: The Influence of Surface Tension // Atomization and Sprays. 1993. V. 3, Iss. 1. P. 77-89. DOI: 10.1615/atomizspr.v3.i1.40
4. Raffel M., Willert C., Kompenhans J. Particle Image Velocimetry. Berlin: Springer, 1998. 252 p.
5. Зимин Э.П., Кругерский А.М., Пожарнов В.А. Использование инвариантов малоуглового рассеяния света для диагностики дисперсной фазы газожидкостной смеси // Межвузовский тематический сборник научных трудов «Газотермодинамика многофаз-

ных потоков в энергоустановках». Вып. 2. Харьков: Харьковский авиационный институт, 1979. С. 125-130.

6. Зуев Ю.В., Истомин Е.А., Решетников В.А., Чабанов В.А. Система лазерных измерений дисперсного состава двухфазных потоков // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21, № 5. С. 80-87.

7. National Instruments.

http://zone.ni.com/reference/en-XX/help/370281P-01/imaqvision/imaq_count_objects_2/

EXPERIMENTAL RESEARCH OF THE CLOSED-TYPE GAS-DYNAMIC MIXER

© 2016

- I. A. Lepeshinsky** Doctor of Science (Engineering), Professor, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation, igorlepeh@yandex.ru
- V. A. Reshetnikov** Candidate of Science (Physics and Mathematics) Sciences, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation, vresh031152@mail.ru
- I. A. Zarankevich** postgraduate student, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation, zarankevich@yandex.ru
- E. A. Istomin** Candidate of Science (Engineering), Deputy Chief Designer, Experimental Design Bureau «Kristall», eistomin@inbox.ru
- I. V. Antonovsky** postgraduate student, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation, antonovskij@mail.ru
- A. A. Guzenko** postgraduate student, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation, a_guzenko_89@mail.ru

The article presents a new gas-dynamic mixer – a closed-type one. The structure of a two-phase flow generated by the mixer, the disperse phase velocity diagram, the size and concentration of drops are experimentally investigated. Pulsation characteristics of a disperse phase are calculated. The mixer ensures the operation of a system that produces high-concentration two-phase gas-droplet streams for various values of consumption and pressure of working fluids. It is established, that, thanks to the presence of air in a two-phase working fluid the liquid is accelerated in the initial part of the stream and then it is decelerated. It should be noted that the stream under consideration is a polydisperse one: there are sites of very small particles which the optics practically does not resolve, and there are very large drops. The results of dispersion measurements using different methods are in close agreement. It is also experimentally established that the maximum pulsations take place at the nozzle outlet and there are local minima in the two-phase stream.

Gas-dynamic mixer, two-phase flow, dispersed phase, velocity, size and concentrations fields, PIV-method, fluctuating velocity.

Citation: Lepeshinskiy I.A., Reshetnikov V.A., Zarankevich I.A., Istomin E.A., Antonovskiy I.V., Guzenko A.A. Experimental research of the closed-type gas-dynamic mixer. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 70-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-70-80

References

1. Zuev Yu.V., Istomin E.A., Lepeshinskiy I.A., Reshetnikov V.A., Chabanov V.A. Razrabotka i issledovanie smesitel'nykh ustroystv. *Materialy X Mezhdunarodnoy konferentsii po neravnovesnym protsessam v soplakh i struyakh «NPNG' 2014»*. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2014. P. 96-98. (In Russ.)
2. Bantikov D.Y., Grechishnikov O.V., Rogalev V.V., Roslyakov A.D., Thybizov Yu.I. Ways of improving burners of two-staged combustion chambers. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 5 (47), part 2. P. 88-94. (In Russ.)

3. Lund M.T., Sojka P.E., Lefebvre A.H., Gosselin P.G. Effervescent Atomization at Low Mass Flow Rates. Part 1: The Influence of Surface Tension. *Atomization and Sprays*. 1993. V. 3, Iss. 1. P. 77-89. DOI: 10.1615/atomizspr.v3.i1.40

4. Raffel M., Willert C., Kompenhans J. Particle Image Velocimetry. Berlin: Springer, 1998. 252 p.

5. Zimin E.P., Krugerskiy A.M., Pozharnov V.A. Ispol'zovanie invariantov malouglovogo rasseyaniya sveta dlya diagnostiki dispersnoy fazy gazozhidkostnoy smesi. *Mezhvuzovskiy tematicheskii sbornik nauchnykh trudov «Gazotermodynamika mnogofaznykh potokov v energoustanovkakh»*. Vypusk 2. Kharkiv: Kharkiv Aviation Institute Publ., 1979. P. 125-130. (In Russ.)

6. Zuev Yu.V., Istomin E.A., Lepeshinskii I.A., Reshetnikov V.A., Chabanov V.A. System of the laser measurements by particulate composition for two-phase flows. *Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta*. 2014. V. 21, no. 5. P. 80-87. (In Russ.)

7. National Instruments. Available at: http://zone.ni.com/reference/en-XX/help/370281P-01/imaqvision/imaq_count_objects_2/

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КАМЕР СГОРАНИЯ В СОСТАВЕ ГТД

© 2016

А. Н. Маркушин главный конструктор, Казанское моторостроительное производственное объединение, AMarkushin@kmpo.ru

А. В. Бакланов ведущий инженер-конструктор отдела главного конструктора, Казанское моторостроительное производственное объединение, andreybaklanov@bk.ru

В статье описываются методы исследования процессов в камере сгорания, проводимые в составе полноразмерного двигателя. Данные исследования направлены на выявление изменений в работе камеры сгорания с изменением режима работы газотурбинного двигателя (ГТД). Они позволяют определить проблемные места в конструкции и проанализировать возможность их устранения. К тому же проводимые исследования ценны тем, что получены в натуральных условиях. Также в статье представлена принципиальная схема стенда, на котором были проведены испытания двигателя. Приводятся измеряемые параметры и способы проведения измерений в камере сгорания. Сделаны выводы, что реализация комплекса представленных в статье мероприятий позволяет исследовать внутрикамерные процессы с целью доводки камеры сгорания или апробации мероприятий по обеспечению надёжности её конструкции.

Стенды; камера сгорания; токсичность; эксперимент; исследование; экология.

Цитирование: Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Исследование рабочего процесса камер сгорания в составе ГТД // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 81-89. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-81-89

Создание стендовой базы, которая позволила бы исследовать процессы, происходящие в камере сгорания, в условиях, близких к работе ГТД, весьма сложная и дорогостоящая задача. Поэтому на ОАО «КМПО» применяется технологический двигатель, который позволяет провести ряд исследований с камерой сгорания, конструкция которой дорабатывается или изменяется для проверки мероприятий по обеспечению надёжности или улучшению экологических характеристик двигателя.

Для примера в статье рассматривается исследование опытной камеры сгорания, отличающейся от серийной камеры геометрией горелочного устройства.

Исследование рабочих процессов камеры сгорания в составе ГТД включает в себя:

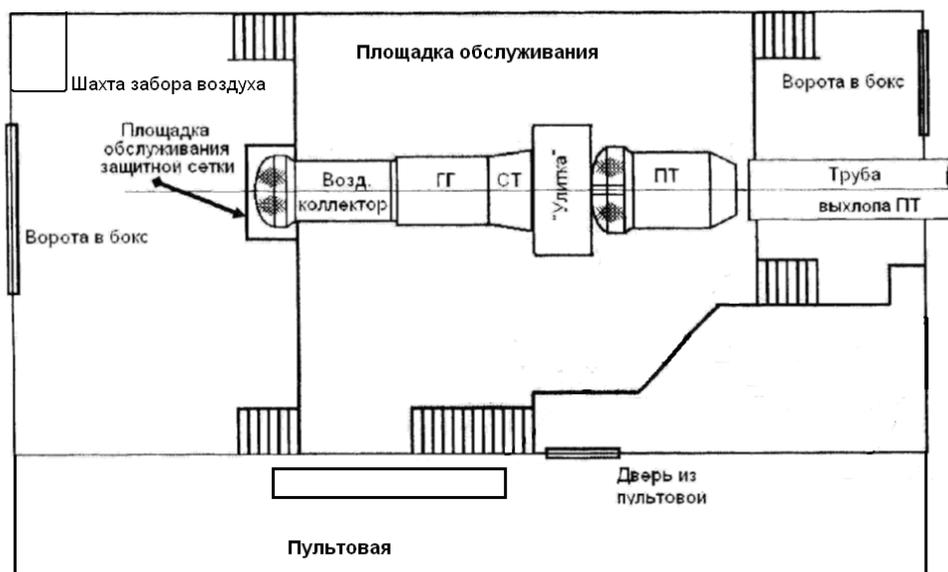
1. Отработку запуска двигателя.
2. Отработку программы регулирования расхода газа по топливным контурам на режиме прогрева и на номинальном режиме работы двигателя с целью минимизации выбросов токсичных веществ (если камера имеет несколько контуров подачи топлива).
3. Определение выбросов вредных загрязняющих веществ на режимах от прогрева до максимального.
4. Измерение пульсаций давления за компрессором и в камере сгорания при работе двигателя на режимах от прогрева до максимального.
5. Термометрирование стенок жаровой трубы.
6. Препарирование соплового аппарата с целью определения неравномерности температурного поля на выходе из камеры сгорания.
7. Тензометрирование отдельных элементов камеры сгорания [1].

Стенд, на который установлен технологический двигатель, состоит из воздушного коллектора, вход в который предохраняет защитная сетка с целью предотвращения по-

падания посторонних предметов в тракт двигателя, и улитки – выходного устройства, предназначенного для транспортировки отработавших газов в шахту выхлопа.

В качестве загрузочного устройства свободной турбины применяется воздушный компрессор (пневмотормоз) ПТ-82У-16. Он соединён с трубой выхлопа, через которую осуществляется выброс воздуха в атмосферу (рис. 1).

Стенд оборудован необходимыми измерительными приборами, оснащён масляной системой, необходимой для смазки опор и работы агрегатов; газовой системой для обеспечения запуска и подачи топливного газа к элементам топливпитания. Контроль и управление процессом испытания проводится с пульта управления, обеспечивающего вывод всех измеряемых параметров на мониторы [1].



а



б

Рис.1. Стенд испытаний ГТД: а – схема; б – внешний вид

Для определения уровня выбросов токсичных веществ используется два способа. Первый: измерение выбросов непосредственно в шахте выхлопа. Второй: отбор проб из тракта ГТД. Для этого за свободной турбиной устанавливается газоотборный зонд, от которого по шлангу GECI с электроподогревом продукты сгорания транспортируются при помощи побудителя расхода АБП-01 к термоэлектрическому холодильнику ТХМ-40, а затем к газоанализатору «Testo 350» («Тестотерм», Германия). Данный газоанализатор предназначен для решения измерительных задач в системах, работающих на различных видах газового, дизельного и твёрдого топлива. Измерительная система состоит из газоанализатора для измерения характеристик дымовых газов и управляющего модуля, который также может служить в качестве самостоятельного портативного инструмента для измерения дополнительных параметров окружающей среды. Газоанализатор позволяет определять концентрации CO , NO , NO_2 , CH , O_2 (рис. 2).

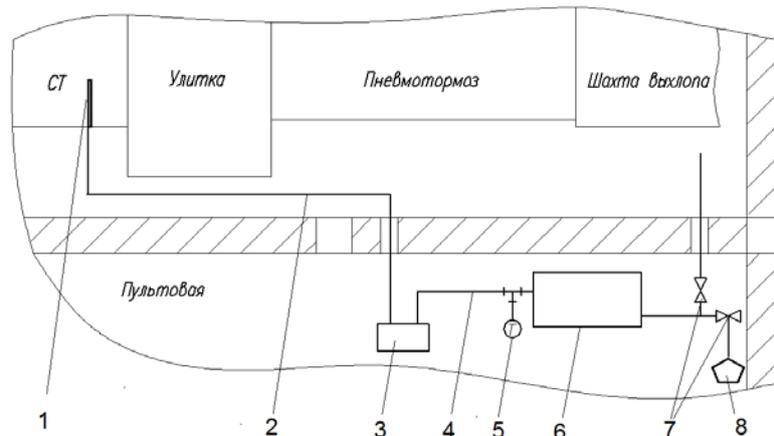


Рис. 2. Система отбора проб продуктов сгорания:

- 1 – газоотборный зонд; 2 – шланг GECI с электроподогревом; 3 – побудитель расхода АБП-01;
4 – труба; 5 – термометр ТГП-100-М1; 6 – термоэлектрический холодильник ТХМ-40;
7 – кран; 8 – газоанализатор Testo 350

На рис. 3 показано изменение приведённой концентрации оксидов азота и оксидов углерода в зависимости от температуры на выходе из свободной турбины и мощности ГТД. Они измерены при помощи двух представленных выше способов. Из рис. 3 следует, что приведённая концентрация оксидов азота, отбираемая в шахте, выше, чем получаемая непосредственно из тракта двигателя, при этом противоположная картина наблюдается с концентрацией выбросов окиси углерода.

Отработка запуска ГТД заключается в нахождении оптимального расхода топлива, при котором двигатель имеет гарантированный запуск с низким уровнем пульсаций давления в камере и высокой полнотой сгорания топлива.

Также с целью обеспечения устойчивого горения на режимах работы двигателя от малого газа до максимального определяется уровень пульсаций давления в камере сгорания.

Измерение характеристик пульсаций газа в камере сгорания производится через канал подачи топливного газа к одному из воспламенителей камеры.

В место стыка трубопровода подачи топливного газа и топливного штуцера воспламенителя устанавливается тройник и дополнительный волновод (трубопровод $du = 6$ мм) для подключения к магистрали отбора Р*2 кс зонда измерения пульсаций Р*2 кс.

Графики измерения пульсаций давления в камере сгорания при работе двигателя НК-16СТ на максимальном режиме показаны на рис. 4.

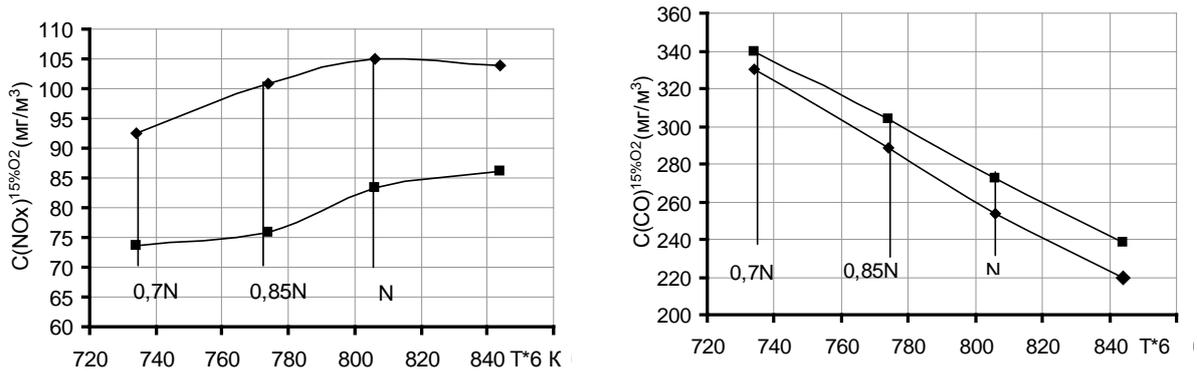


Рис. 3. Приведённая концентрация выбросов CO и NO_x в зависимости от температуры за свободной турбиной и мощности ГТД НК-16СТ. Отбор проб: ◆ – в шахте; ■ – за турбиной

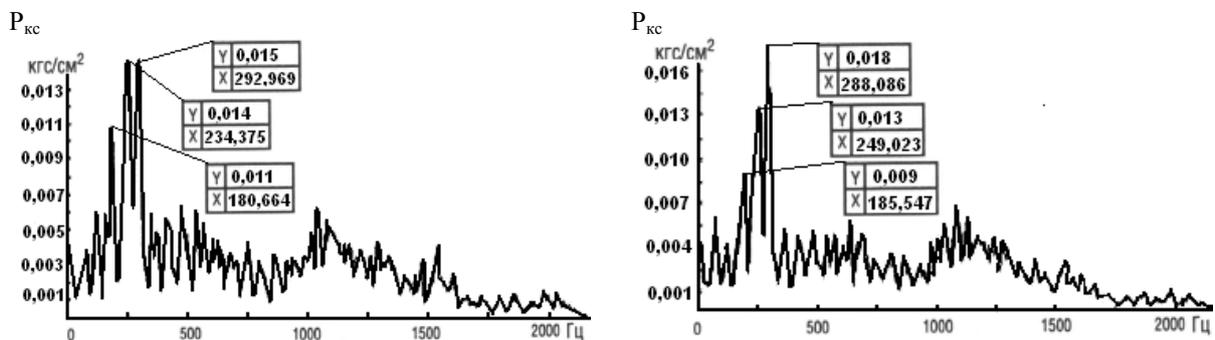


Рис. 4. Графики замера пульсаций давления в камере сгорания двигателя

По результатам измерения отмечается, что абсолютный уровень пульсаций давления при работе двигателя на максимальном режиме не превышает 0,15% от уровня давления за компрессором, на остальных режимах находится в пределах 0,7%. Полученные уровни пульсаций давления существенно ниже 1% от среднего давления в сечении, принятого за критерий допуска [2].



Рис. 5. Внешний вид ИВК MIC-300M

Для оценки вибросостояния элементов конструкции камеры сгорания в качестве цифровой системы регистрации вибраций, определения источника повышенной вибрации используется цифровой регистратор-анализатор динамических процессов MIC-3M, выпускаемый НПП «Мера». Он предназначен для измерения и анализа сигналов датчиков вибрации, устанавливаемых на элементы камеры сгорания, а также для измерения других аналоговых сигналов в полосе частот до 28000 Гц с амплитудой до 8,5 В (рис. 5).

Для определения неравномерности температурного поля камеры сгорания в составе двигателя производится препарирование соплового аппарата турбины (рис. 6).

Для измерения температуры на лопатках препарированного соплового аппарата установлено 158 хромель-алюмелевых термопар, образующих пять контрольных поясов. Измерение температур производится в диапазоне $0 \dots 1100^\circ\text{C}$ с погрешностью $\pm 1\%$ при доверительной вероятности $P = 0,95$ [3].

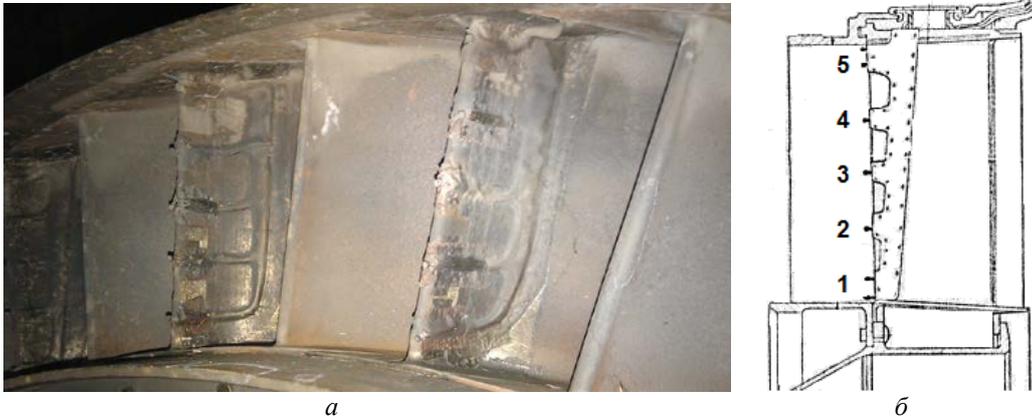


Рис. 6. Препарированный сопловой аппарат ГТД НК-16СТ (а); схема расположения термопар (б)

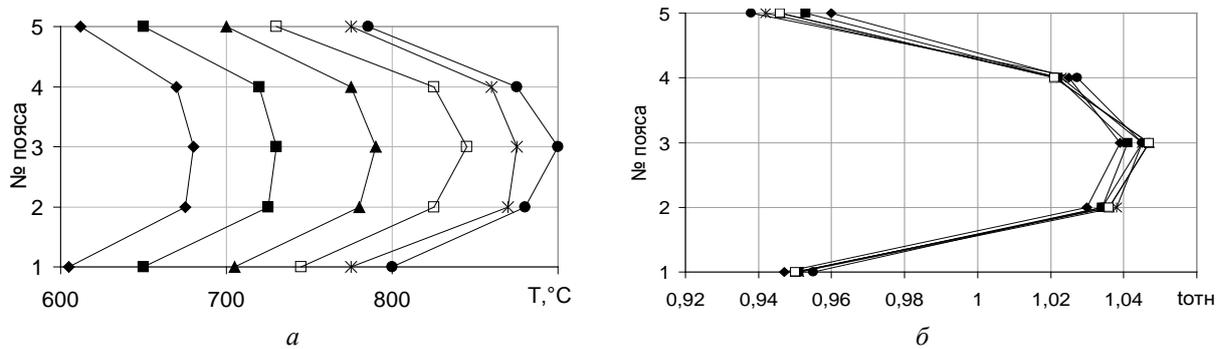


Рис. 7. Радиальная эпюра: а – в абсолютных значениях; б – в относительных значениях.
Режимы: \blacklozenge – 0,5N; \blacksquare – 0,65N; \blacktriangle – 0,8N; \square – N; $*$ – 1,1N; \bullet – 1,2N

В процессе работы двигателя измерения температуры производятся на интересующих режимах работы ГТД НК-16СТ от 8 до 20МВт. Затем данные обрабатываются и формируются окружная и радиальная неравномерности температурного поля.

На рис. 7 представлены радиальные эпюры в абсолютных и относительных значениях, откуда видно, что с увеличением режима наблюдается рост температуры, а также подобие кривых на выходе из камеры. Эпюры в относительных значениях для каждого режима практически совпадают.

Для определения температурного состояния стенок жаровой трубы производится их препарирование с установкой хромель-алюмелевых термопар, состоящих из хромелевых и алюмелевых термопроводников, обмотанных кремнеземной нитью. Спаи термопары крепятся к деталям жаровой трубы контактной сваркой, термопроводники – скобками из фольги.

Проложенные по жаровой трубе термопары собираются в жгут и выводятся из наружного корпуса камеры сгорания через смотровой лючок. Далее термопары подводятся к жгуту препарирования, который соединён с регистрирующей аппаратурой МИС-3М, оснащённой специальным термомодулем. По результатам испытания выявляются места повышенной температуры, которые не должны быть выше максимально допустимой 1000°C для сплава ЭП-648.

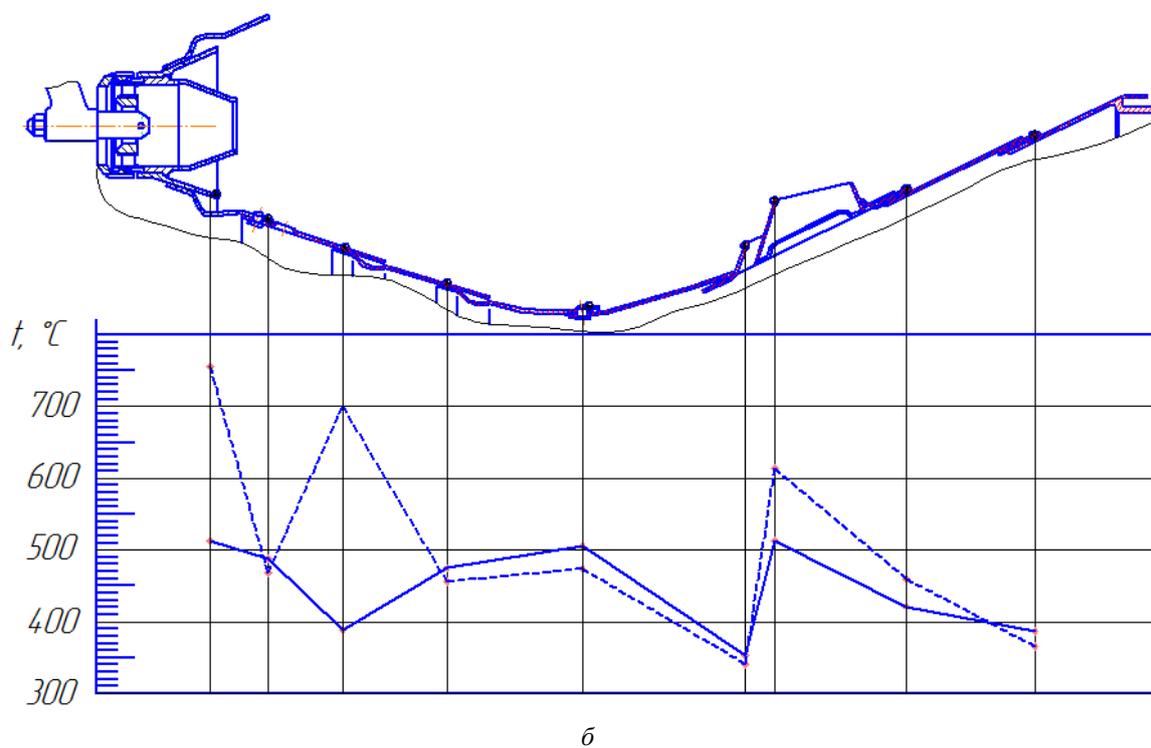
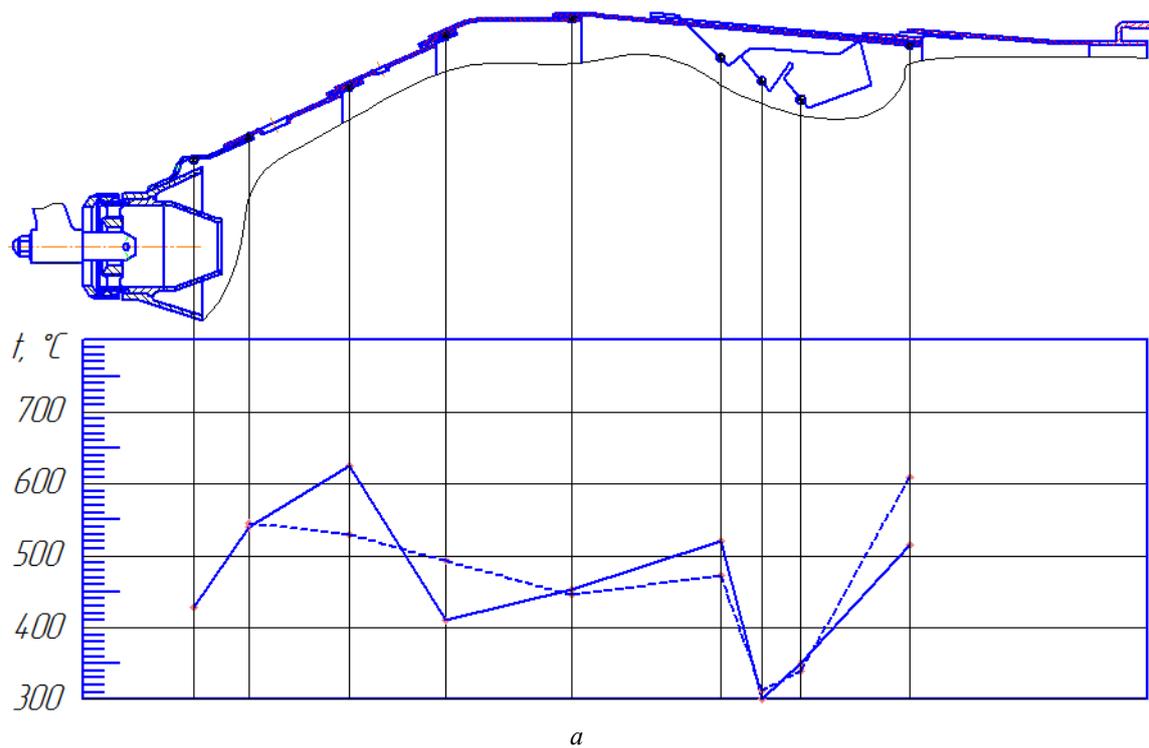


Рис. 8. Температура стенки по длине жаровой трубы: а – наружный кожух; б – внутренний кожух
Режимы: — 0,8N; - - - N

На рис. 8 показано распределение температуры для наружной и внутренней стенок жаровой трубы на двух режимах работы двигателя. Из рисунка видно, что с увеличением режима работы двигателя температура стенок в зоне горения увеличивается, но не достигает критического значения. Откуда следует, что постройка нового горелочного устройства не привела к возникновению высокотемпературных зон возле стенок. В результате не требуется менять систему охлаждения жаровой трубы.

Для определения параметров на входе в камеру сгорания при различных режимах работы ГТД используется комбинированная пневмотермогребёнка. Фото гребёнки представлено на рис. 9, а, а схема её установки – на рис. 9, б.

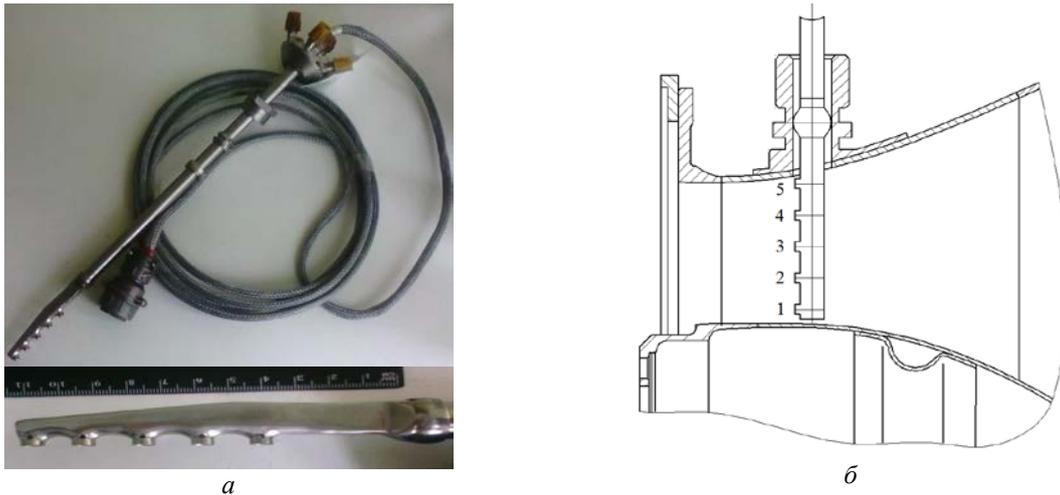


Рис. 9. Пневмотермогребёнка: а – внешний вид; б – схема установки

Гребёнка монтируется при помощи штуцера в диффузоре камеры сгорания, практически на входе в камеру, таким образом, чтобы приёмники давления были равномерно распределены по высоте канала. Для определения статического давления на корпусе камеры сгорания устанавливается штуцер. При помощи гребёнки оцениваются такие параметры на входе в камеру как: расход воздуха $G_{2ВД}$, приведённая скорость $\lambda_{вх.КС}$, а также определяются распределения скоростей и давлений по высоте канала.

На рис. 10 показано распределение давления и скорости потока на входе в камеру сгорания.

Из рисунка видно, что максимальное значение давления и скорости наблюдается в ядре потока на выходе из компрессора.

Из всего вышесказанного можно сделать вывод о том, что, реализуя комплекс представленных мероприятий, можно исследовать внутрикамерные процессы с целью доводки камеры сгорания или решения вопросов по обеспечению надёжности её конструкции.

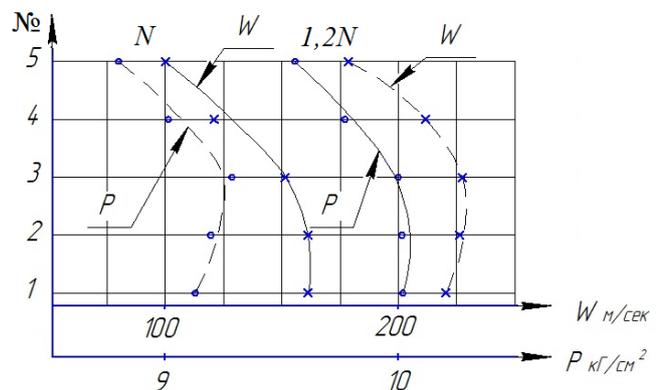


Рис. 10. Распределение давления и скорости по высоте диффузора камеры: * – давление; • – скорость

Библиографический список

1. Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Испытательные стенды для исследования процессов и доводки низкоэмиссионных камер сгорания ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 3 (41), ч. 1. С 131-138.

2. Маркушин А.Н., Меркушин В.К., Бакланов А.В. Разработка и исследование малотоксичной камеры сгорания стационарного ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 5(29). С. 155-161.

3. Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Определение неравномерности температурного поля в натуральных условиях на выходе из камеры сгорания ГТД // Сборник докладов научно-технической конференции «Климовские чтения-2014. Перспективные направления развития авиадвигателестроения». Санкт-Петербург: Скифия-принт, 2014. Т. 1. С. 142-149.

INVESTIGATION OF THE GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER WORKFLOW

© 2016

A. N. Markushin Chief Designer of the Joint-Stock Company «Kazan Motor Production Association», Kazan, Russian Federation, AMarkushin@kmpo.ru

A. V. Baklanov leading design engineer of the Chief Designer Department, Joint-Stock Company «Kazan Motor Production Association», Kazan, Russian Federation, andreybaklanov@bk.ru

The article describes methods of investigation of the processes inside the combustion chamber of the gas turbine engine. The investigation is aimed at revealing changes in the combustion chamber workflow depending on the changes in the operating conditions of the gas turbine engine. Such investigations allow us to find design flaws and analyze possibilities of removing them. The main advantage of these investigations is that all experiments have been conducted in full scale. The article also presents a principal scheme of the test facility on which an engine was tested. The parameters being measured and methods of conducting measurements in the combustion chamber are presented. The conclusion is made that the implementation of measures described in the article makes it possible to analyze the intrachamber processes with the aim of developing it or testing various methods of providing its durability.

Test stands; combustion; toxicity; experiment; research; ecology.

Citation: Markushin A.N., Baklanov A.V. Investigations of the gas turbine combustion chamber workflow. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 81-89. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-81-89

References

1. Markushin A.N., Baklanov A.V. Test benches for researching the processes and operational development of low emission gas turbine engine combustion chambers. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 3(41), part 1. P. 131-138. (In Russ.)

2. Markushin A.N., Merkushev V.K., Baklanov A.V. Development and research of a low-toxic combustion chamber of a stationary GTE. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 5(29). P. 155-161. (In Russ.)

3. Markushin A.N., Baklanov A.V. Opredelenie neravnomernosti temperaturnogo polya v naturnykh usloviyakh na vykhode iz kamery sgoraniya GTD. *Sbornik докладов научно-технической конференции «Klimovskie chteniya-2014. Perspektivnye napravleniya razvitiya aviadvigatelestroeniya»*. V. 1. Saint-Petersburg: Skifiya-print Publ., 2014. P. 142-149. (In Russ.)

ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ГОРЕЛОЧНОГО УСТРОЙСТВА НА НЕРАВНОМЕРНОСТЬ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ ГТД

© 2016

А. Н. Маркушин главный конструктор, Казанское моторостроительное производственное объединение, AMarkushin@kmpo.ru

А. В. Бакланов ведущий инженер-конструктор отдела главного конструктора, Казанское моторостроительное производственное объединение, andreybaklanov@bk.ru

В статье описывается метод определения неравномерности температурного поля в условиях двигателя путём препарирования соплового аппарата. Представлены результаты температурной неравномерности для камеры сгорания с диффузорным насадком и конфузным насадком в горелочном устройстве. Дано описание конструкции камеры сгорания и горелочных устройств. Построены графики, характеризующие изменение окружной и радиальной неравномерности температурного поля в зависимости от режима работы газотурбинного двигателя (ГТД). Произведена оценка полученной неравномерности температурного поля при помощи параметров: максимальная неравномерность, максимальная радиальная неравномерность и максимальная окружная неравномерность температурного поля. Приведён сравнительный анализ полученных испытаний для двух камер сгорания с различным исполнением горелочного устройства. Сделаны выводы о влиянии горелочного устройства на неравномерность температурного поля.

Камера сгорания; эксперимент; исследование; температура; горелка; сопловой аппарат.

Цитирование: Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Влияние формы горелочного устройства на неравномерность температурного поля камеры сгорания при различных режимах работы ГТД // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 90-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-90-98

Известно, что лопатки рабочего колеса турбины во время работы ГТД подвергаются воздействию высокой температуры газа. При этом оптимально сформированная температурная эпюра на выходе из камеры сгорания, учитывающая возникающие напряжения на рабочих лопатках, играет важную роль в обеспечении надёжности ГТД.

В данной работе в качестве объекта исследования выбран авиапроизводный ГТД НК-16СТ (рис. 1), предназначенный для привода нагнетателя газоперекачивающего агрегата.



Рис. 1. Газотурбинный двигатель НК-16СТ

Необходимо отметить, что любое серьёзное изменение конструкции камеры сгорания так или иначе влияет на изменение неравномерности температурного поля на выходе из жаровой трубы. Поэтому внедрение мероприятий по установке конструкции нового горелочного устройства должно сопровождаться исследованиями по определению неравномерности температурного поля.

Для определения влияния формы насадка горелочного устройства (рис. 2) на неравномерность температуры на стенде ОАО «КМПО» было проведено измерение поля температур за камерой сгорания для различных режимов работы ГТД. В составе двигателя была установлена серийная камера сгорания, имеющая диффузорный насадок горелки, а после испытаний – камера сгорания с конфузорным насадком в горелке [1].

В данной работе определение неравномерности температурного поля производилось непосредственно в двигателе, путём препарирования соплового аппарата (рис. 3). Для измерения температуры на лопатках препарированного соплового аппарата установлено 158 хромель-алюмелевых термопар, образующих пять контрольных поясов. Измерение температур производилось в диапазоне $0...1100^{\circ}\text{C}$ с погрешностью $\pm 1\%$ при доверительной вероятности $P = 0,95$. В результате эксперимента было получено поле окружной неравномерности температурного поля на режимах работы ГТД НК-16СТ от 8 до 20 МВт.

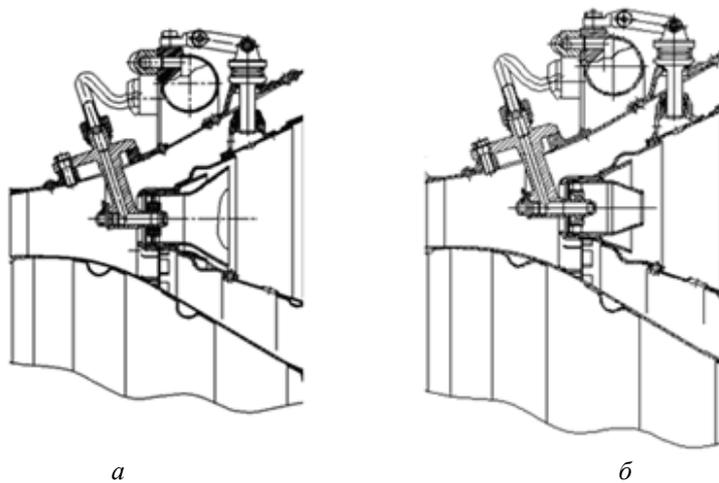


Рис. 2. Горелочное устройство серийной (а), модернизированной (б) камер сгорания

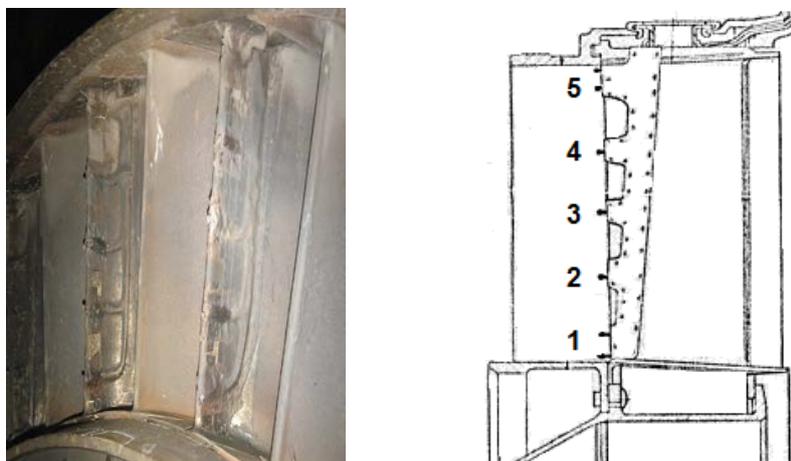


Рис. 3. Препарированный сопловой аппарат

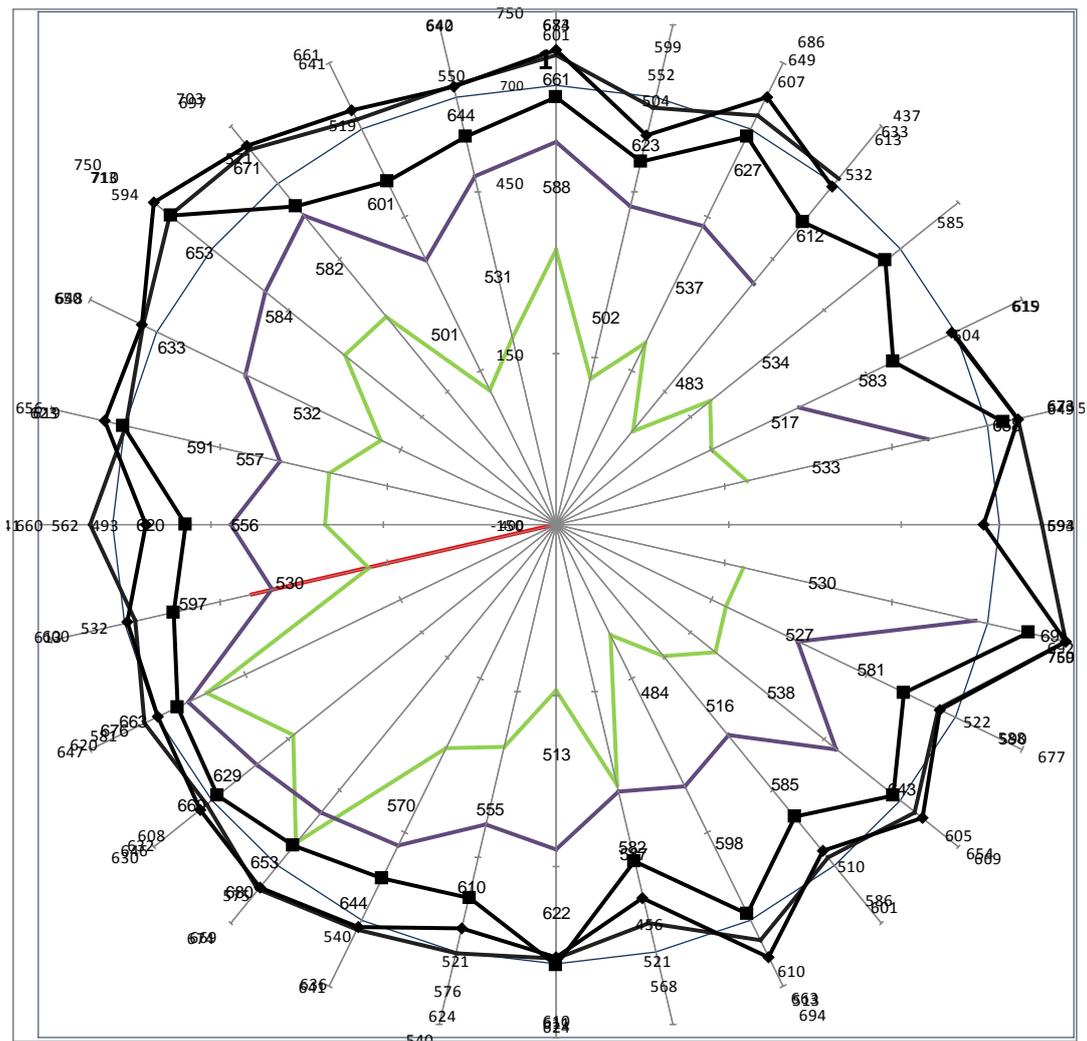


Рис. 4. Окружное поле температур

По результатам обработки экспериментальных данных формируется окружное поле абсолютных значений измеренной температуры t_{4i} по всем пяти поясам (рис. 4).

В процессе обработки параметров температурного поля на первом этапе определяется максимальная $t_{4max i}$, °С и минимальная $t_{4min i}$, °С температуры для каждого из пяти поясов, на которых размещены термопары. На следующем этапе рассчитывается средняя температура продуктов сгорания $t_{4срi}$, °С для каждого измеряемого пояса и средняя температура $t_{4ср}$, °С для всего выходного сечения камеры сгорания по формулам:

$$t_{4срi} = \sum_{i=1}^{i=158} t_{4i} / 158, \tag{1}$$

$$t_{4ср} = \sum_{i=1}^{i=5} t_{4срi} / 5. \tag{2}$$

Параллельно с этим определяются максимальное $\Delta t_{4max i} = t_{4max i} - t_{4срi}$, (°С) и минимальное $\Delta t_{4min i} = t_{4min i} - t_{4срi}$ (°С) отклонения температуры в каждом поясе измерения от

средней температуры в этом поясе $t_{4cp.i}$, °С. Далее значения средней температуры в поясах измерения $t_{4cp.i}$, °С и значение средней температуры t_{4cp} , °С для всего выходного сечения камеры пересчитываются в значения, соответствующие температурной шкале Кельвина (К) по формулам:

$$T_{4cp.i} = t_{4cp.i} + 273,15, \quad (3)$$

$$T_{4cp} = t_{4cp} + 273,15. \quad (4)$$

Полученные значения средней температуры $T_{4cp.i}$, К для каждого пояса и средней температуры T_{4cp} , К для всего выходного сечения камеры используются при расчёте относительной температуры продуктов сгорания $\bar{T}_{4cp.i}$ в соответствующем поясе по формуле:

$$\bar{T}_{4cp.i} = \frac{T_{4cp.i}}{T_{4cp}}. \quad (5)$$

На заключительном этапе расчёта параметров температурного поля на выходе камеры в каждом поясе измерения определяются средний относительный подогрев продуктов сгорания $\theta_{cp.i}$, максимальный относительный подогрев $\theta_{max.i}$ и неравномерность температурного поля $\Delta\theta$.

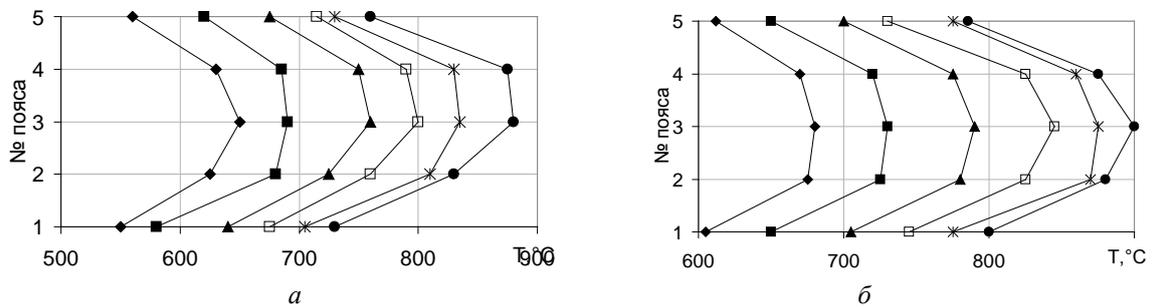


Рис. 5. Радиальная эпюра в абсолютных значениях:
 а – диффузорный насадок; б – конфузорный насадок.
 Режим: ♦ – 0,5N; ■ – 0,65N; ▲ – 0,8N; □ – N; * – 1,1N; ● – 1,2N

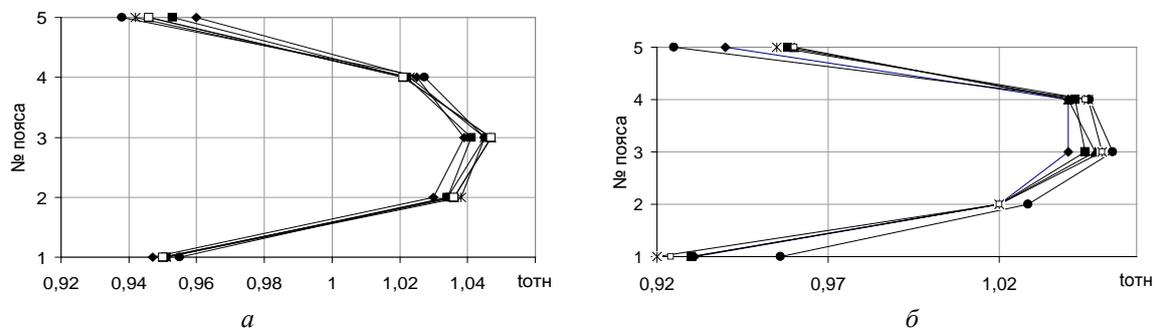


Рис. 6. Радиальная эпюра в относительных значениях:
 а – диффузорный насадок; б – конфузорный насадок.
 Режим: ♦ – 0,5N; ■ – 0,65N; ▲ – 0,8N; □ – N; * – 1,1N; ● – 1,2N

На рис. 5, 6 показаны радиальные эпюры распределения температур для двух типов камер сгорания на различных режимах работы двигателя. С увеличением режима наблюдается рост температуры и подобие кривых на выходе из камеры. В камере сгорания с конфузурной горелкой наблюдается более высокая температура в 3-м поясе.

Это позволяет считать, что конфузурная форма горелочного устройства формирует в жаровой трубе более горячее ядро потока, что сказывается на радиальной эпюре и неравномерности температур в целом. Эпюры в относительных значениях для каждого режима практически совпадают.

В камере сгорания с конфузурной горелкой также наблюдается более выраженное максимальное и минимальное отклонения температуры по сравнению с серийной камерой (рис. 7).

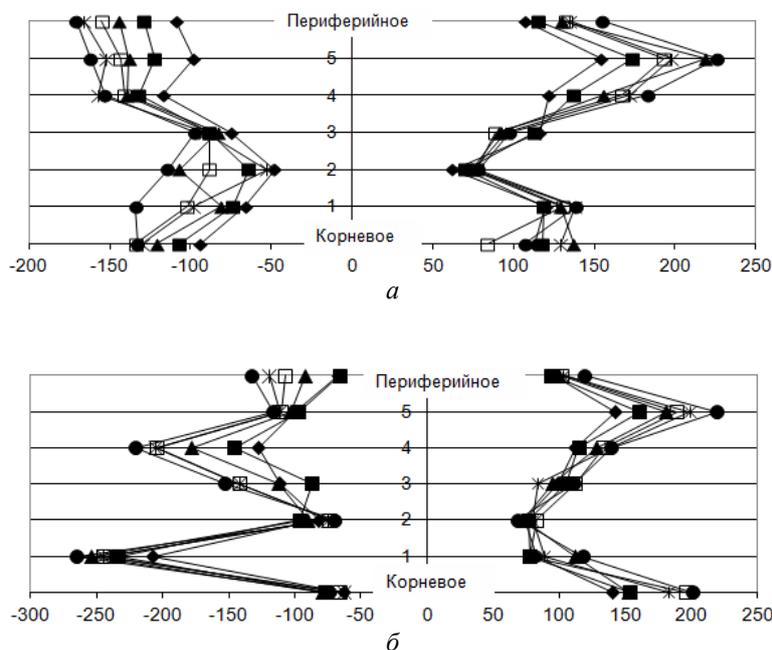


Рис. 7. Максимальное и минимальное отклонения температуры в каждом поясе от средней температуры в этом поясе: а – диффузорный насадок; б – конфузурный насадок. Режим: ♦ – 0,5N; ■ – 0,65N; ▲ – 0,8N; □ – N; * – 1,1N; ● – 1,2N

По-видимому, это связано с интенсификацией турбулентного потока за счёт увеличения скорости на выходе из конфузурной горелки, что приводит к увеличению отклонения температур от среднего значения. При этом с увеличением режима работы двигателя наблюдается рост данных отклонений.

Согласно работе [2] основными параметрами, характеризующими неравномерность температурного поля, являются:

максимальная неравномерность поля

$$\Theta_{\max} = \frac{T_{\max}^* - T_K^*}{T_{\Gamma}^* - T_K^*}, \quad (6)$$

где \bar{T}_r^* – среднеарифметическая температура по всему полю; T_{\max}^* – максимальная температура в поле T_r^* ; T_K^* – температура на входе в камеру сгорания;
 максимальная радиальная неравномерность поля

$$\Theta_{h\max} = \frac{T_{j\max}^* - T_K^*}{\bar{T}_r^* - T_K^*}, \quad (7)$$

где $T_{j\max}^*$ – максимальная из средних температур в радиальной эпюре поля T_r^* ;
 максимальная окружная неравномерность поля

$$\Theta_{u\max} = \frac{T_{\max}^* - \bar{T}_j^*}{\bar{T}_r^* - T_K^*}, \quad (8)$$

где \bar{T}_j^* – средняя температура по поясу, где находится T_{\max}^* .

Поэтому данные параметры вполне приемлемы в качестве оценочных для обработки полученных в составе двигателя температурных полей.

В результате проведённых экспериментов, как показано выше, получены поля неравномерности температуры на выходе из камеры на различных режимах работы ГТД НК-16СТ. Данные по температурным полям для каждого режима работы ГТД были обработаны в соответствии с представленными выше зависимостями. Предложено несколько способов представления зависимостей, характеризующих неравномерность температурного поля за камерой сгорания. Для построения характеристик, привязанных к конкретному двигателю, можно отразить влияние любого режимного параметра двигателя на поле температур. Например, построить зависимость Θ_{\max} от N_e (рис. 8).

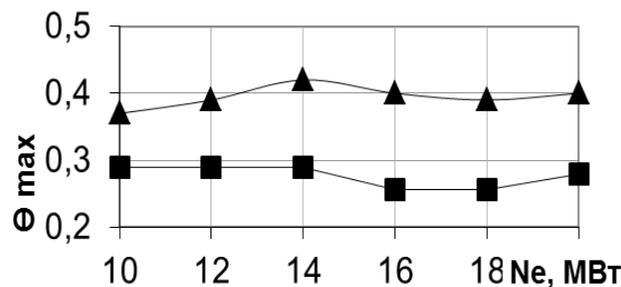


Рис. 8. Зависимость максимальной неравномерности поля от мощности установки с камерой сгорания, имеющей: ■ – диффузорный насадок; ▲ – конфузорный насадок

Если необходимо построить обобщённую интегральную зависимость без привязки к конкретному двигателю, можно использовать следующие ниже параметры [3].

Параметр объёмной теплонапряжённости, который характеризует эффективность использования объёма жаровой трубы:

$$Q_v = \frac{G_r H_u \eta_r}{V_{ж} P_K^*}, \quad (9)$$

где G_T – расход топлива; H_u – теплотворная способность; η_T – полнота сгорания; $V_{ж}$ – объём жаровой трубы; P_K^* – давление воздуха перед камерой сгорания.

Тогда зависимость $\Theta_{u \max}$ от Q_v примет вид (рис. 9). Откуда видно, что с увеличением объёмной теплонапряжённости параметр максимальной окружной неравномерности остаётся постоянным, и для камеры с конфузурной горелкой он на 10% выше, чем для серийной камеры.

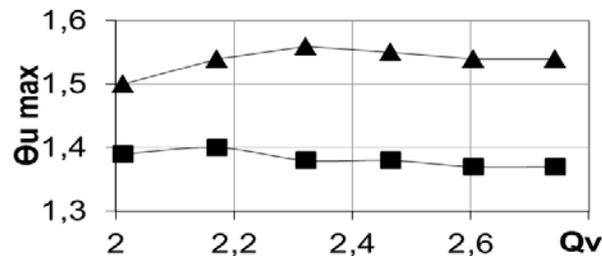


Рис. 9. Зависимость максимальной окружной неравномерности поля от объёмной теплонапряжённости камеры сгорания, имеющей:
 ■ – диффузорный насадок; ▲ – конфузурный насадок

Параметр форсирования, интерпретируемый как отношение времени химической реакции ко времени пребывания смеси в жаровой трубе:

$$k_v = \frac{G_K}{\bar{P}_K^{*1,25} T_K^* V_{ж}}, \quad (10)$$

где G_K – расход воздуха через жаровую трубу.

Тогда зависимость $\Theta_{h \max}$ от k_v примет вид (рис. 10). Видно, что с увеличением объёмного параметра форсирования максимальная радиальная неравномерность возрастает – для камеры с конфузурной горелкой она на 6% выше, чем для серийной камеры.

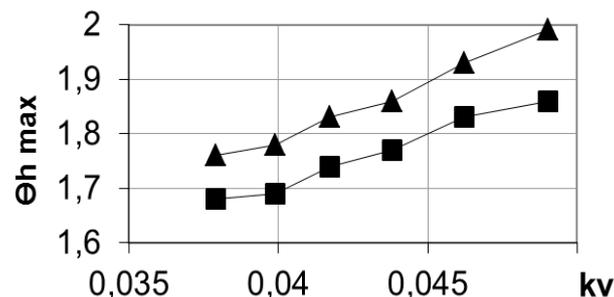


Рис. 10. Зависимость максимальной радиальной неравномерности поля от параметра форсирования камеры сгорания, имеющей:
 ■ – диффузорный насадок; ▲ – конфузурный насадок

Разработанный и внедрённый способ определения неравномерности температурного поля на выходе из камеры сгорания в составе двигателя позволил установить следующее.

1. На выходе из камеры сгорания с конфузорным насадком наблюдается более высокая окружная и радиальная неравномерности температурного поля на всех режимах работы ГТД по сравнению с серийным вариантом.

2. С увеличением режима работы двигателя, а также параметра форсирования, максимальная радиальная неравномерность температурного поля возрастает.

3. Максимальная окружная неравномерность поля с увеличением режима работы ГТУ и объёмной теплонапряжённости практически не меняется.

Библиографический список

1. Маркушин А.Н., Бакланов А.В., Цыганов Н.Е. Влияние конструкции горелочного устройства на характеристики камеры сгорания ГТД, работающей на газообразном топливе // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 3(27), часть 1. С. 35-38.

2. Ковылов Ю.Л., Пашков Д.Е., Диденко А.А., Абрашкин В.Ю. Способ осреднения и оценки неравномерности поля температур газа на выходе из камеры сгорания ГТД // Сб. статей «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей». Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 1998. С. 202-211.

3. Ковылов Ю.Л., Лукачев С.В., Цыганов А.М. Элементы методологии проектирования и теории камеры сгорания ГТД, ГТУ // Сб. статей «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей». Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 1998. С. 165-189.

INFLUENCE OF THE BURNER FORM ON THE COMBUSTION CHAMBER OUTLET TEMPERATURE FIELD RIPPLE FOR DIFFERENT MODES OF OPERATION OF GAS TURBINE ENGINES

© 2016

A. N. Markushin Chief Designer of the Joint-Stock Company «Kazan Motor Production Association», Kazan, Russian Federation, AMarkushin@kmpo.ru

A. V. Baklanov leading design engineer of the Chief Designer Department, Joint-Stock Company «Kazan Motor Production Association», Kazan, Russian Federation, andreybaklanov@bk.ru

This article describes a method of identifying combustion chamber temperature field ripple by the preparation of the set of nozzles in the engine. It shows combustion chamber temperature field ripple with a divergent nozzle and a convergent one used in the burner. The design of the combustion chamber and that of the burners are described. Diagrams are plotted that show variation in circular and radial temperature field ripple depending on the engine behavior. The combustor exit temperature field non-uniformity is assessed using such parameters as the overall temperature distribution factor, the radial temperature distribution factor and the circumferential temperature distribution factor. Comparative analysis of the results of testing two combustion chambers with different modifications of burners is carried out. Conclusions about the effect of the burner design on the temperature field ripple are made.

Combustion chamber; experiment; research; temperature; burner; nozzle.

Citation: Markushin A.N., Baklanov A.V. Influence of the burner form on the combustion chamber outlet temperature field ripple for different modes of operation of gas turbine engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 90-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-90-98

References

1. Markushin A.N., Baklanov A.V., Tsyganov N.E. The influence of burner design on the characteristics of the combustion chamber with gaseous fuels. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 3(27), part 1. P. 35-38. (In Russ)
2. Kovylov Yu.L., Pashkov D.E., Didenko A.A., Abrashkin V.Yu. Method of averaging and assessment of the gas temperature field ripple at the output of a gas turbine engine combustion chamber. *Sb. statey «Protsessy goreniya, teploobmena i ekologiya teplovykh dvigateley»*. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 1998. P. 202-211. (In Russ.)
3. Kovylov Yu.L., Lukachev S.V., Tsyganov A.M. Elements of the methodology of theory and design of gas turbine engine combustion chamber. *Sb. statey «Protsessy goreniya, teploobmena i ekologiya teplovykh dvigateley»*. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 1998. P. 165-189. (In Russ.)

ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ ПОДПОРНЫХ СТУПЕНЕЙ НА ГЕНЕРАЦИЮ ТОНАЛЬНОГО ШУМА ВЕНТИЛЯТОРА АВИАДВИГАТЕЛЯ

© 2016

- Ю. Д. Халецкий** кандидат технических наук, начальник сектора акустики отделения «Аэродинамика компрессоров воздушно-реактивных двигателей и газотурбинных установок», Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва, yurikhalet@ciam.ru
- В. Н. Коржнев** кандидат физико-математических наук, заместитель начальника отделения «Аэродинамика компрессоров воздушно-реактивных двигателей и газотурбинных установок», Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва
- Я. С. Почкин** инженер отделения «Аэродинамика компрессоров воздушно-реактивных двигателей и газотурбинных установок», Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

Тональный шум взаимодействия вентилятора и подпорных ступеней компрессора низкого давления вносит значительный вклад в общий уровень шума авиационного двигателя, особенно на дозвуковых режимах. Этот шум обусловлен взаимодействием элементов вентилятора и бустера. Тональные составляющие на этих частотах являются результатом нелинейного взаимодействия вращающихся и неподвижных венцов. Поэтому в спектрах шума вентилятора кроме обычных тонов шума взаимодействия проявляются суммарные и разностные тоны. При исследовании акустических характеристик двухконтурного широкохордного вентилятора было обнаружено, что суммарные и разностные составляющие шума взаимодействия вентилятора с компрессором появляются на дозвуковых режимах и в основном распространяются в переднюю полусферу. Одной из особенностей реальной конструкции модели вентилятора является наличие лабиринтного уплотнения. На низких режимах работы вентилятора уплотнения такого типа открыты и пропускают некоторый поток воздуха. В результате картина течения перед ротором вентилятора искажается. Было экспериментально получено, что этот элемент конструкции на определённых режимах существенно влияет на генерацию тонального шума вентилятора и бустера. Влияние этих конструктивных особенностей вентилятора второго порядка значимости до сих пор не принимается во внимание в методах расчёта шума вентиляторов турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД). Однако было экспериментально установлено сильное влияние лабиринтного уплотнения на шум универсального стендового имитатора двигателя (УСИД). Работа выполнена с целью оценки влияния лабиринтного уплотнения на спектры шума УСИД на нерасчётном режиме его работы.

Двухконтурный газотурбинный двигатель, вентилятор, шум, спектры, подпорные ступени, лабиринтное уплотнение.

Цитирование: Халецкий Ю.Д., Коржнев В.Н., Почкин Я.С. Влияние конструктивных особенностей подпорных ступеней на генерацию тонального шума вентилятора авиадвигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 99-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-99-108

Введение

Конструкция осевого компрессора и вентилятора современного авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) состоит из подвижных и неподвижных элементов. Между статорными и роторными деталями компрессора существуют осевые и радиальные зазоры, так как ротор компрессора вращается в подшипниках, имеющих собственные конструктивные осевые и радиальные зазоры. Кроме того, подшипники ротора могут быть установлены в демпферных опорах, имеющих возможность дополнительного радиального перемещения. Поэтому зазоры между ротором и статором компрессора должны превышать возможные суммарные радиальные и осевые перемещения ротора относительно статора.

Статическое давление в проточной части осевого компрессора увеличивается за каждой последующей ступенью по сравнению с предыдущей, вследствие чего возникает перетекание воздуха через зазоры между роторными и статорными деталями на втулочной поверхности и далее – через внутренние полости втулки – вверх по потоку. В результате ухудшаются аэродинамические и акустические характеристики компрессора. Для сокращения расхода перетекающего воздуха от задних ступеней компрессора к передним применяются бесконтактные уплотнения.

Наиболее распространённым и относительно простым в изготовлении типом бесконтактных уплотнений является лабиринтное уплотнение, представляющее собой ряд гребней на роторе, разделённых камерами, и гладкую цилиндрическую поверхность над гребнями на статоре, на которую наносится срабатываемое покрытие, предотвращающее касание металла о металл. Уменьшение расхода воздуха, перетекающего между уплотняемыми полостями, происходит за счёт многократного дросселирования нежелательного потока воздуха при его прохождении по каналам с резко меняющимся проходным сечением. При наличии срабатываемого покрытия на статоре зазор между гребнями лабиринтного уплотнения на роторе и его неподвижной цилиндрической поверхностью может быть пренебрежимо малым. Однако такой зазор должен быть обеспечен на расчётном режиме, когда роторные детали компрессора имеют максимальный диаметр вследствие воздействия на них центробежных сил. На низких дозвуковых режимах воздействие центробежных сил на детали ротора будет значительно меньше. Поэтому зазор в лабиринтном уплотнении на этих режимах может увеличиться в несколько раз. При этом значительно увеличится нежелательный расход воздуха через лабиринтное уплотнение вследствие снижения эффективности дросселирования потока воздуха лабиринтным уплотнением.

Целью данной работы является экспериментальная оценка влияния нерасчётного режима работы лабиринтного уплотнения на спектры шума УСИД.

Экспериментальная установка

Работа выполнена на стенде, предназначенном для акустических и аэродинамических испытаний моделей вентиляторов авиадвигателей, включающем большую заглушенную камеру [1; 2]. Модель исследуемого вентилятора расположена внутри заглушенной камеры. Расстояние от задней стенки камеры до тестируемого объекта составляет 6 м (рис. 1). Такое расположение испытываемого объекта позволяет одновременно определять его акустические характеристики в передней и задней полусферах. Для устранения приземной турбулентности и обеспечения параметров входного потока полётным условиям на входе исследуемой модели вентилятора устанавливается противотурбулентное входное устройство (ПВУ).

Заглушенная камера стенда имеет следующие размеры: 16×15×5.0 м. Стены камеры покрыты пористым звукопоглощающим материалом, характеристики которого обеспечивают внутри камеры условия свободного звукового поля в диапазоне частот 200 Гц – 40 кГц. Свойства звукового поля внутри заглушенной камеры стенда были определены в присутствии испытываемого объекта (модели вентилятора), валопровода и другого оборудования.

Система сбора и обработки акустических данных стенда Ц-3А включает 24 измерительных канала. Микрофоны установлены на двух дугах радиусом 5.5 м в направлениях: 10-160° (рис. 1).

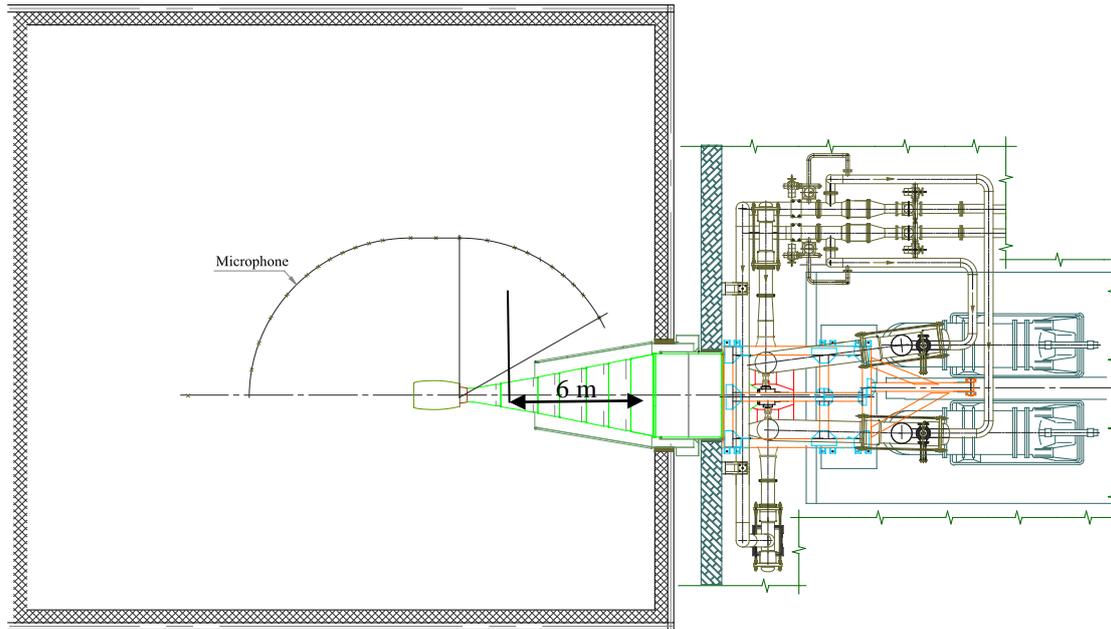


Рис. 1. План стенда для испытаний моделей вентиляторов ТРД с заглушенной камерой

Объект исследования

В качестве объекта исследования был использован универсальный стендовый имитатор двухконтурного двигателя. Его основными элементами являются однорядный вентилятор и трёхступенчатый компрессор низкого давления (КНД), расположенный во внутреннем контуре. Число лопаток рабочего колеса (РК) вентилятора равно 18, спрямляющего аппарата – 41. На рис. 2 представлен продольный разрез УСИД, а на рис. 3 – фрагмент УСИД в прямоугольной рамке – в укрупнённом масштабе конструкция бустера с лабиринтным уплотнением. Значения параметров УСИД на расчётном режиме приведены в табл. 1.

Таблица 1. Проектные значения параметров УСИД

1	Диаметр рабочего колеса модели	$D = 700$ мм
2	Окружная скорость вентилятора	$U_v = 396$ м/с
3	Степень двухконтурности ступени	$m = 8.5012$
4	Степень повышения полного давления вентилятора	$\pi_{вп}^* = 1.54$
5	Приведённый расход воздуха	$G_{пр} = 74.5$ кг/с
6	Приведённый расход воздуха через КНД	$G_{п} = 7.8344$ кг/с
7	Адиабатический КПД вентилятора на расчётном режиме	$\eta_{адп}^* = 0.92$

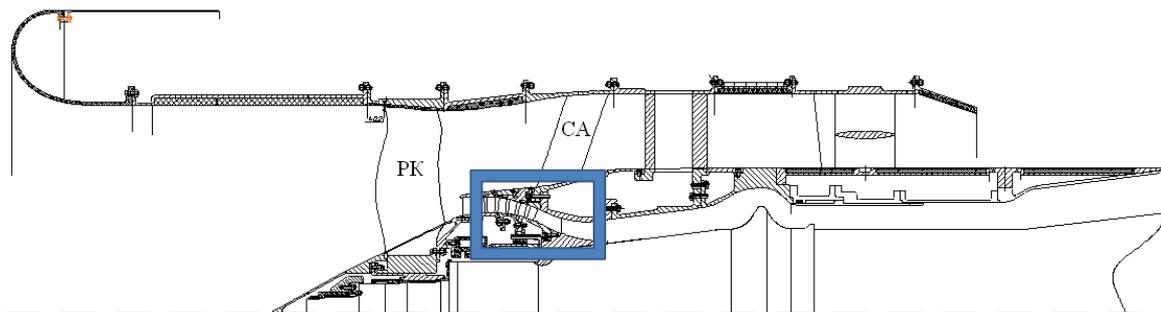


Рис. 2. Продольный разрез УСИД

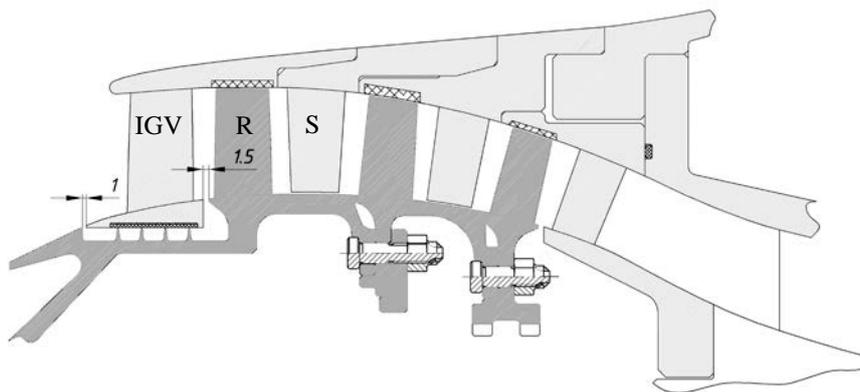


Рис. 3. Трёхступенчатый бустер с лабиринтным уплотнением

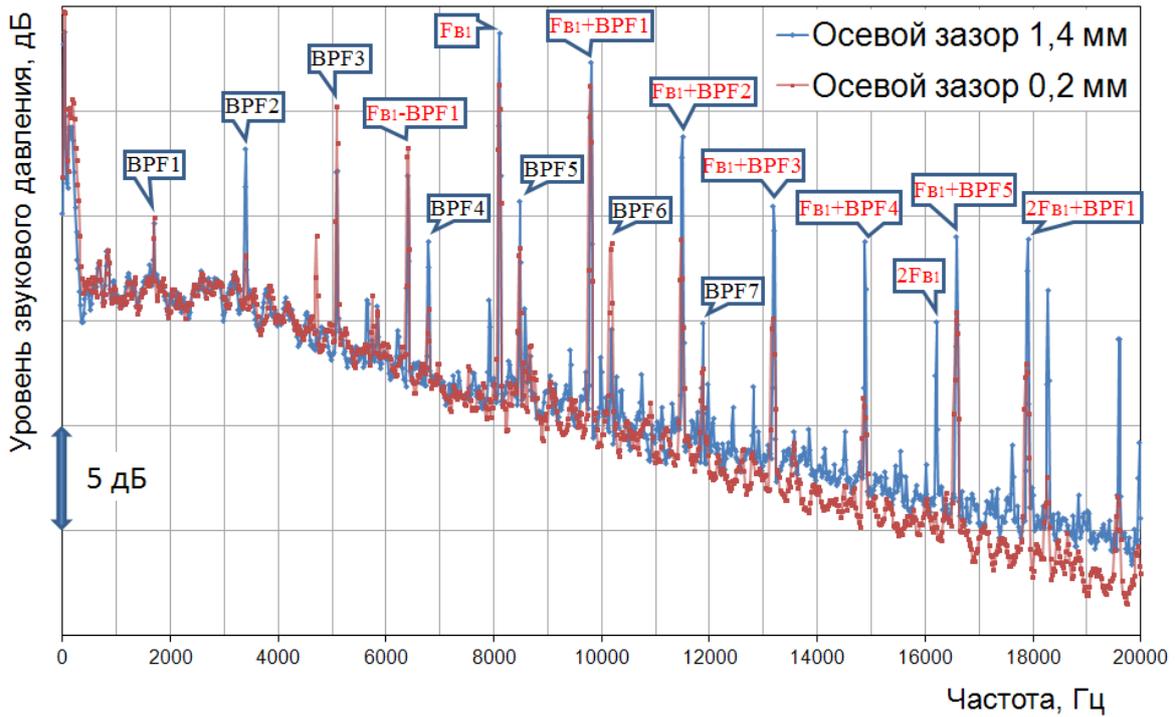
Особенности спектров шума двухконтурного УСИД с широкохордными лопатками

Спектр шума современного двухконтурного двигателя содержит тональный шум вентилятора и КНД на частотах следования и их гармониках, а также нелинейные тоны на «составных» частотах [3]. Генерируемый турбомашинами тональный шум является результатом взаимодействия РК и спрямляющего аппарата (СА) вентилятора, а также взаимодействия элементов вентилятора с другими вращающимися венцами. Обычно тональный шум двигателя, распространяющийся вниз по потоку, является шумом взаимодействия РК и СА вентилятора. Тональные составляющие, распространяющиеся в воздухозаборнике вверх по потоку и в дальнейшем излучаемые в переднюю полусферу, намного более многочисленны и сложны по происхождению [4]. Нисходящий след от лопатки вентилятора взаимодействует не только с СА, но и с венцами бустера. «Составные» частоты определяются суммой или разностью частот следования РК вентилятора и бустера или их гармоник. Роторы вентилятора и бустера, взаимодействуя между собой, генерируют значительное число суммарных и разностных тональных составляющих [5].

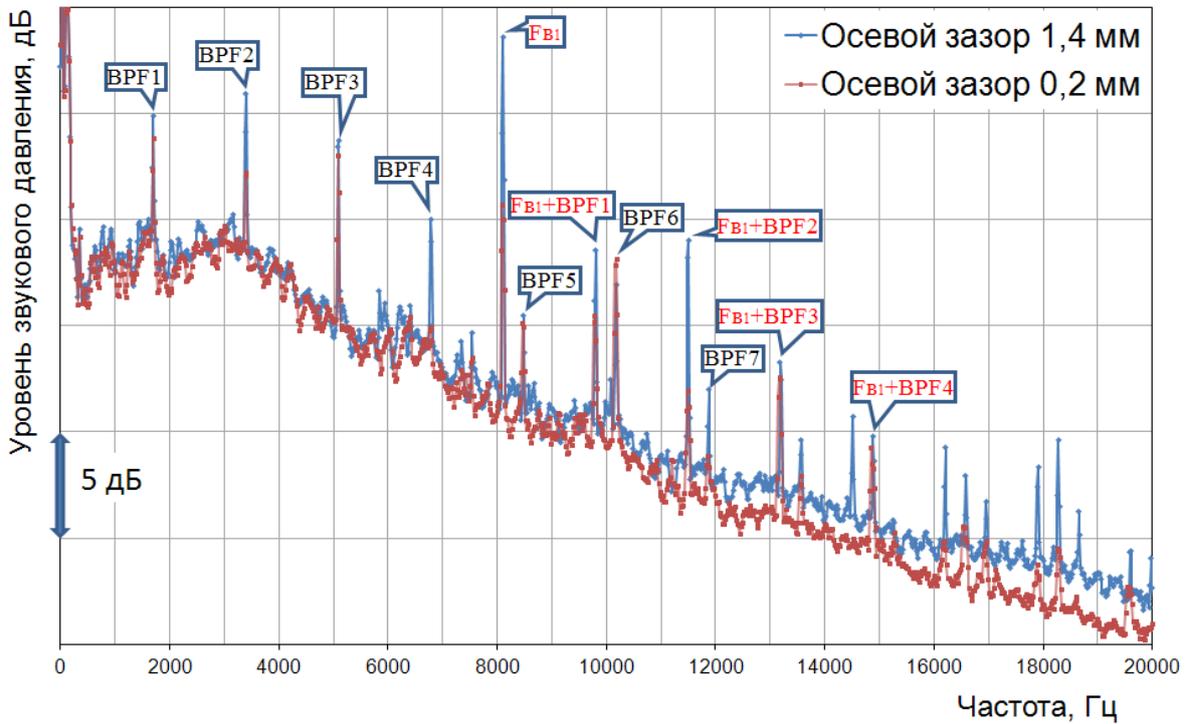
Условимся называть дозвуковыми режимами работы вентилятора такие, которые соответствуют окружной скорости ротора существенно меньше звуковой, а сверхзвуковыми режимами – выше звуковой. Предшествующий опыт исследования шума вентиляторов ГТД указывает на то, что на различных режимах работы вентилятора генерируются различные составляющие тонального шума. На дозвуковых режимах работы вентилятора тональный шум генерируется в основном при взаимодействии следов от лопаток рабочего колеса с лопатками спрямляющего аппарата и при попадании входной неравномерности на лопатки РК. Генерация тонального шума происходит на частоте следования и её гармониках.

При исследовании двухконтурного УСИД с широкохордными лопатками вентилятора на дозвуковых режимах тональный шум содержит большое число составляющих не только на частоте следования и её гармониках, но и на суммарных и разностных частотах следования вентилятора и бустера. На рис. 4, а представлен узкополосный спектр шума УСИД в передней полусфере на дозвуковом режиме ($U_e = 210$ м/с). Видно, что уровни тонов шума взаимодействия вентилятора и бустера F_{B1} ; $F_{B1+BPF1}$; $F_{B1+BPF2}$ даже превышают уровни тонов шума взаимодействия вентилятора.

Тональный шум УСИД, излучаемый в заднюю полусферу на том же дозвуковом режиме, также содержит тоны на частоте следования первого рабочего колеса бустера и на «составных» частотах типа $(F_{B1} + n \cdot BPF)$. Однако уровни тонов на «составных» частотах ниже уровней тонов на частоте следования вентилятора и её гармониках (рис. 4, б).



а



б

Рис. 4. Спектры шума УСИД на дозвуковом режиме:
 а – направление излучения звука в переднюю полусферу (60°);
 б – направление излучения звука в заднюю полусферу (120°)

Спектры шума двухконтурного УСИД на сверхзвуковом и околозвуковом режимах работы вентилятора, соответствующих взлётному режиму и режиму набора высоты, практически не отличаются от измеренных ранее акустических характеристик двигателей с одноступенчатым вентилятором. При сверхзвуковых значениях окружной скорости вентилятора спектры шума УСИД содержат интенсивные тоны на частоте следования и гармониках, широкополосную составляющую, а также шум ударных волн (рис. 5).

Влияние лабиринтных уплотнений на спектры шума УСИД

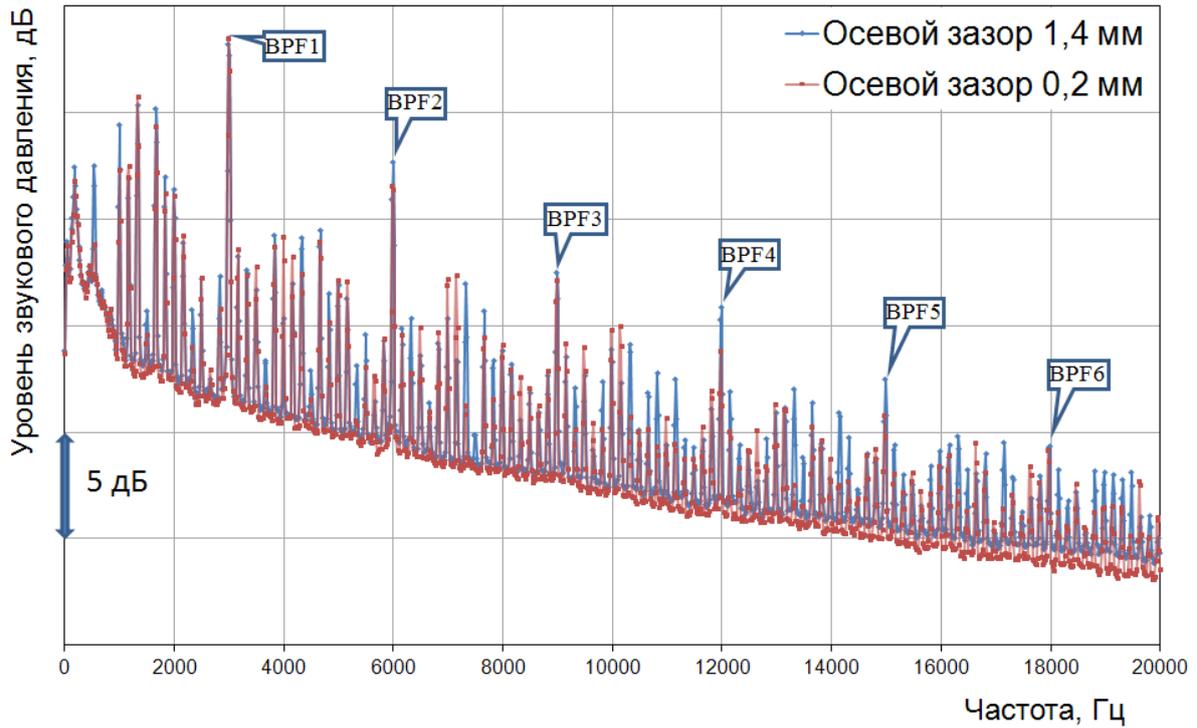
В конструкции УСИД лабиринтное уплотнение расположено под входным направляющим аппаратом КНД (рис. 3). Между роторными и статорными деталями на втулке бустера имеются осевые зазоры. Между гребешками лабиринтного уплотнения ротора и срабатываемым покрытием статора имеются радиальные зазоры, которые довольно значительны и составляют до 0.5 мм. Так как на расчётном режиме диаметр ротора увеличивается почти на 1 мм, то это приводит к уменьшению зазора в лабиринтном уплотнении практически до нуля. На частоте вращения ротора, соответствующей дозвуковым режимам работы УСИД, зазор в лабиринтном уплотнении практически равен монтажному зазору и данное лабиринтное уплотнение не работает.

Поскольку статическое давление на втулке за входным направляющим аппаратом (ВНА) больше, чем перед ним, на дозвуковых режимах происходит перетекание воздуха вверх по потоку через неработающее лабиринтное уплотнение. Вытекающий воздух индуцирует отрыв потока с втулочной поверхности ротора. Отрывное течение, проходя через ВНА, трансформируется в периодические вихревые структуры, которые затем попадают на лопадки рабочего колеса бустера и генерируют дополнительный тональный шум на частоте следования бустера (F_B). Кроме того, натекающий поток воздуха содержит следы от лопаток вентилятора, вращающиеся относительно лопаток ВНА с роторной частотой. Эта неравномерность потока создаёт пульсации давления в межлопаточных каналах ВНА с частотой следования лопаток РК вентилятора (VPF). Тональный шум на частоте следования лопаток рабочего колеса бустера (F_B) модулируется частотой следования лопаток вентилятора ($VPF1$). В результате в спектре шума вентилятора появляются две серии дополнительных тональных составляющих на частотах $(p*VPF+q*F_B)$ и $(p*VPF-q*F_B)$.

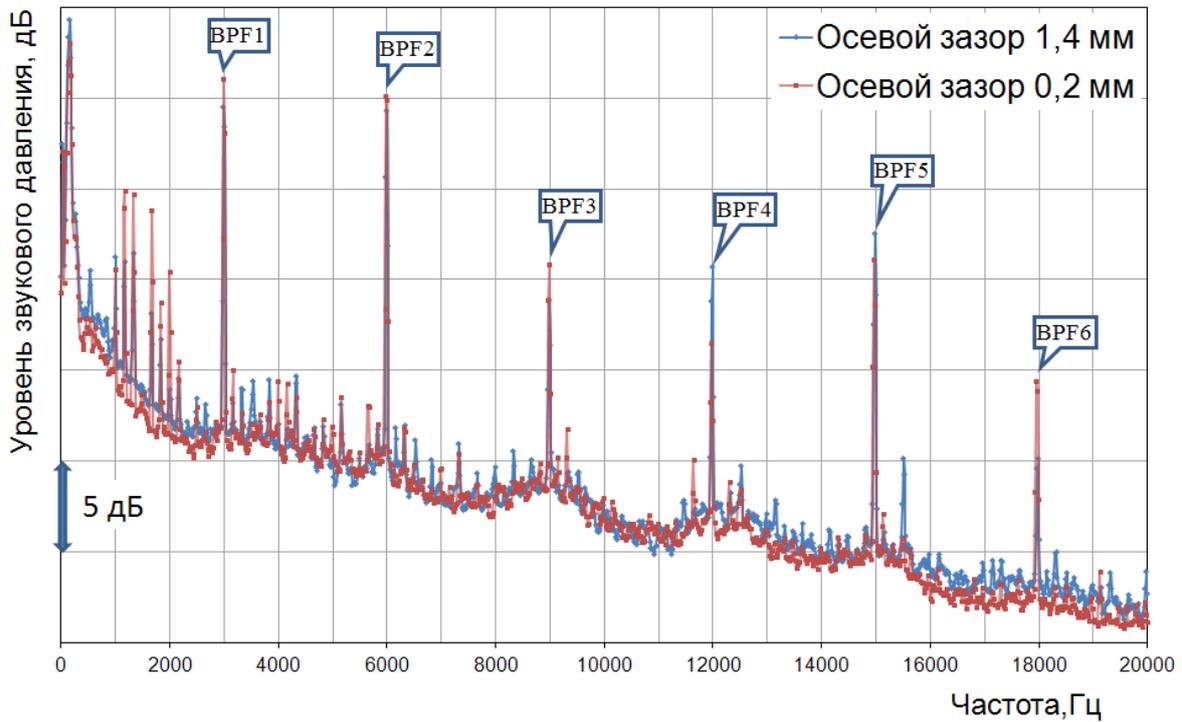
Для оценки влияния лабиринтного уплотнения на уровни шума УСИД была выполнена доработка корпуса ВНА, в результате которой осевой зазор был уменьшен с 1.4 до 0.2 мм. Эта доработка практически исключила перетекание воздуха. Вследствие этого снизился тональный шум на частоте следования лопаток первого рабочего колеса бустера и на составных частотах, связанных с этой частотой.

Третьоктавные спектры шума УСИД на дозвуковом режиме показывают, что и в передней (60°) и в задней (120°) полусферах при закрытии щели лабиринтного уплотнения во всём частотном диапазоне, за исключением одной третьоктавы, наблюдается снижение уровней шума (рис. 6).

Величина снижения различных тональных составляющих УСИД на дозвуковом режиме $U_0 = 210$ м/с при почти полном закрытии осевых зазоров приведена в табл. 2.

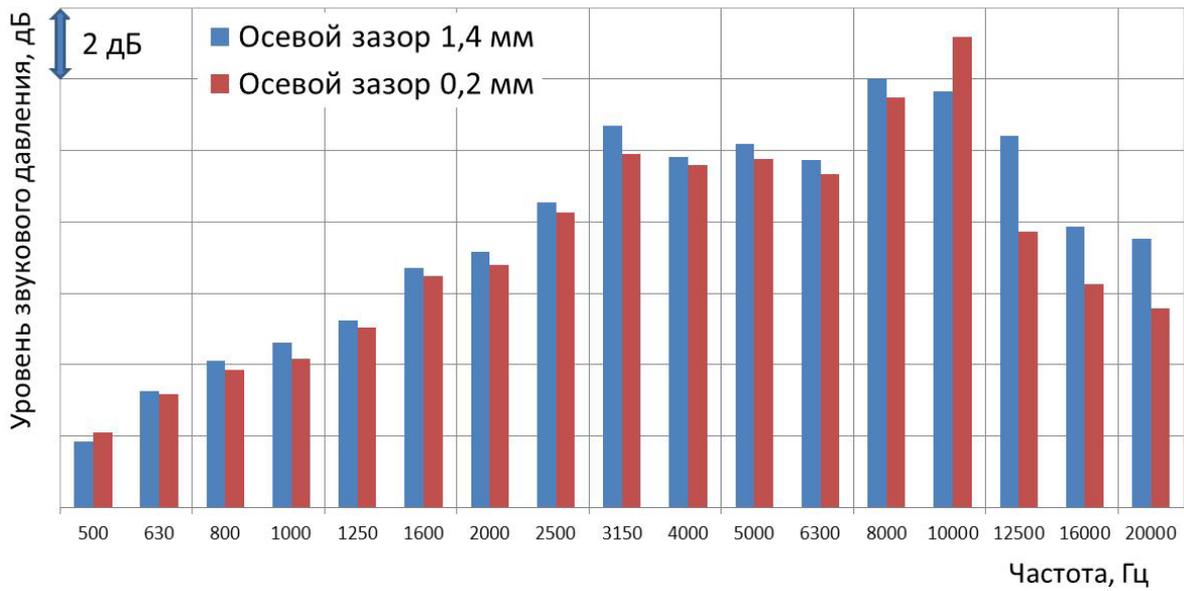


a

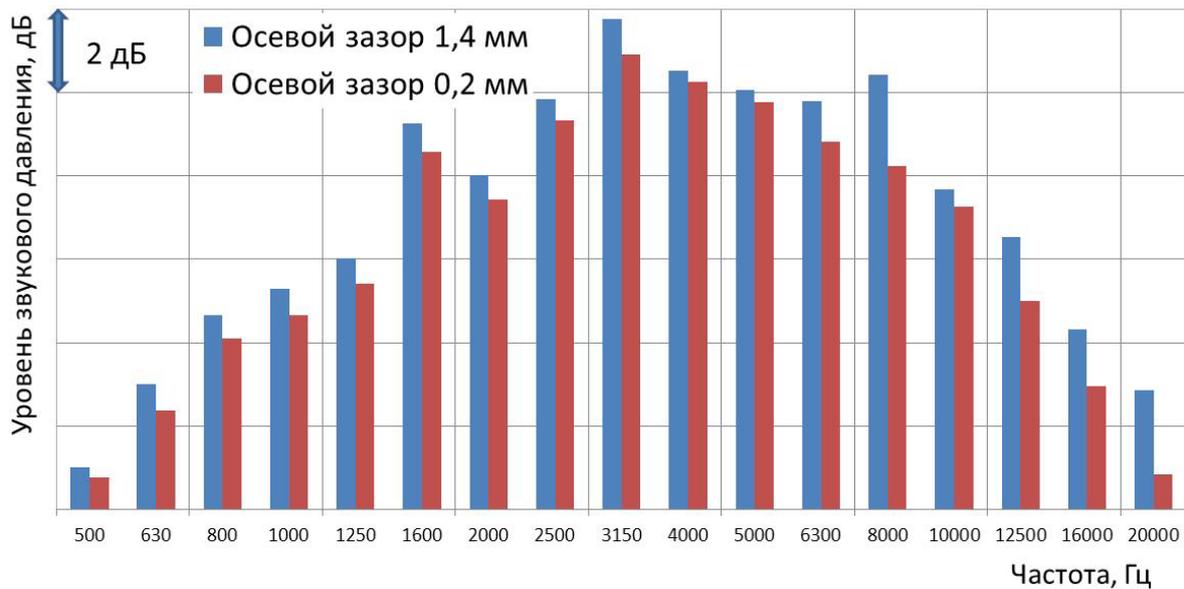


б

Рис. 5. Узкополосный спектр шума УСИД на сверхзвуковом режиме:
a – направление излучения звука в переднюю полусферу (60°);
б – направление излучения звука в заднюю полусферу (120°)



а



б

Рис. 6. Третьооктавные спектры шума УСИД на дозвуковом режиме:
 а – направление излучения звука в переднюю полусферу (60°);
 б – направление излучения звука в заднюю полусферу (120°)

Таблица 2. Снижение уровня тональных составляющих шума УСИД на дозвуковом режиме, распространяющихся в переднюю (60°) и заднюю (120°) полусферы, дБ

	BPF2	BPF4	BPF5	F _{B1}	2F _{B1}	F _{B1} +BPF1	F _{B1} +BPF2	F _{B1} +BPF3	F _{B1} +BPF4	F _{B1} +BPF5
60°	5.0	3.0	2.0	2.5	8.0	1.5	4.5	5.5	8.0	3.5
120°	4.0	5.0	-	8.0	-	3.0	7.0	-	-	-

Видно, что при перекрытии перетекания воздуха через лабиринтное уплотнение в направлении максимального излучения шума вентилятора в переднюю полусферу (60°) значительно снижаются тональные составляющие $BPF2$, $2F_{B1}$, $F_{B1}+BPF3$, $F_{B1}+BPF4$, а в направлении максимального излучения шума вентилятора в заднюю полусферу (120°) – $BPF4$; F_{B1} ; $F_{B1}+BPF2$. Можно заключить, что наличие лабиринтного уплотнения необходимо учитывать при расчёте уровня шума вентилятора ТРДД. Поскольку уплотнение такого типа практически является источником дополнительного шума двигателя, то разработчик может предусмотреть использование другого типа уплотнения, не приводящего к повышению уровня шума вентилятора, например, уплотнения щёточного типа.

Заключение

1. На дозвуковых режимах работы УСИД спектр шума двухконтурного вентилятора содержит, кроме тонального шума взаимодействия, нелинейные тоны взаимодействия вентилятора и бустера на «составных» частотах. Их вклад в уровень излучаемого шума двигателя на посадке составляет 1.8 дБ. Поэтому при оценке шума ТРДД, а также разработке системы шумоглушения двигателя необходимо учитывать наличие «составных» тонов. При частоте вращения вентилятора, соответствующей режимам набора высоты и взлёта, уровни тонов на «составных» частотах незначительны.

2. На дозвуковых режимах работы УСИД перетекание воздуха через лабиринтное уплотнение является причиной генерации дополнительного шума. Прикрытие осевых зазоров между подвижными и неподвижными элементами бустера привело к снижению уровня звуковой мощности на 0.6 дБ. При этом происходит существенное изменение излучаемого спектра шума УСИД, в частности, снижение нелинейных тонов на «составных» частотах. На практике в конструкции бустера рекомендуется использовать типы уплотнений, не приводящие к повышению уровня шума вентилятора.

Библиографический список

1. Khaletsky Yu., Mileshin V., Povarkov V., Shipov R. New acoustic facility for testing universal propulsion simulators // Proceeding of the 13th International Congress on Sound and Vibration. 2006. V. 2. P. 1431-1438.
2. Коржнев В.Н., Поварков В.И., Халецкий Ю.Д. Методические проблемы измерения шума моделей вентиляторов в заглушенной камере стенда Ц-3А ЦИАМ // Сб. статей «Экологические проблемы авиации». М.: Торус Пресс, 2010. С. 83-100.
3. Smith M.J.T. Aircraft Noise. Cambridge University Press, 1989. 359 p.
4. Philpot M.G. The role of rotor blade blockage in the propagation of fan noise interaction tones // 2nd Aeroacoustics Conference. 1975. DOI: 10.2514/6.1975-447
5. Morfey C.L. Sound transmission and generation in ducts with flow // Journal of Sound and Vibration. 1971. V. 14, Iss. 1. P. 37-55. DOI: 10.1016/0022-460x(71)90506-2

THE INFLUENCE OF BOOSTER DESIGN FEATURES ON AIRCRAFT ENGINE FAN TONAL NOISE

© 2016

- Yu. D. Khaletskiy** Doctor of Science (Engineering), Head of the Sector of Acoustics, Jet Engine Compressor Department, Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation, yurikhalet@ciam.ru
- V. N. Korzhnev** Candidate of Science (Engineering), Deputy Head of the Jet Engine Compressor Department, Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation
- Ya. S. Pochkin** engineer of the Jet Engine Compressor Department, Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation

Fan and booster tonal noise makes significant contribution to the overall noise level of an aero engine, particularly in subsonic modes of operation. This noise is caused by the interaction not only of the fan rotor and stator, but also by the interaction of elements of the fan and booster. Tonal components at these frequencies are caused by nonlinear interaction of rotating and stationary blade rows. Therefore, fan noise spectra contain not only common fan tonal components at the blade passing frequency and its harmonics, but sum and difference tones of interaction between the fan and booster elements. In testing acoustic characteristics of a bypass wide-chord fan it was revealed that the sum and difference components of the fan and booster interaction noise appeared in subsonic operating modes and propagated basically in the forward hemisphere. Labyrinth seal is one of the features of the actual fan design. These seals are opened and let some airflow pass in low operating modes of the fan. As a result the flow pattern upstream the fan rotor is distorted. It was experimentally determined that the seal significantly affects the generation of the fan tonal noise in subsonic modes. So far, the impact of this fan design feature is not taken into account in fan noise prediction methods. However, we experimentally determined strong influence of labyrinth seals on the noise of the aero engine simulator. Experimental assessment of the influence of the labyrinth seal operating in off-design modes on UPS noise spectra is the purpose of this work.

Gas turbine engine, fan, noise, spectra, booster, labyrinth seal.

Citation: Khaletskiy Yu.D., Korzhnev V.N., Pochkin Ya.S. The influence of booster design features on aircraft engine fan tonal noise. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 99-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-99-108

References

1. Khaletsky Yu., Mileshin V., Povarkov V., Shipov R. New acoustic facility for testing universal propulsion simulators. *Proceeding of the 13th International Congress on Sound and Vibration*. 2006. V. 2. P. 1431-1438.
2. Korzhnev V.N., Povarkov V.I., Khaletskiy Yu.D. Metodicheskie problemy izmereniya shuma modeley ventilyatorov v zaglushennoy kamere stenda Ts-3A TsIAM. *Sb. statey «Ekologicheskie problemy aviatsii»*. Moscow: Torus Press Publ., 2010. P. 83-100. (In Russ.)
3. Smith M.J.T. *Aircraft Noise*. Cambridge University Press, 1989. 359 p.
4. Philpot M.G. The role of rotor blade blockage in the propagation of fan noise interaction tones. *2nd Aeroacoustics Conference*. 1975. DOI: 10.2514/6.1975-447
5. Morfey C.L. Sound transmission and generation in ducts with flow. *Journal of Sound and Vibration*. 1971. V. 14, Iss. 1. P. 37-55. DOI: 10.1016/0022-460x(71)90506-2

ВЛИЯНИЕ ПУЛЬСАЦИОННОЙ СКОРОСТИ НА ЭЛЕКТРОПРОВОДНОСТЬ УГЛЕВОДОРОДНОГО ПЛАМЕНИ

© 2016

А. П. Шайкин доктор технических наук, профессор кафедры «Энергетические машины и системы управления», Тольяттинский государственный университет, td@tltsu.ru

И. Р. Галиев кандидат технических наук, доцент кафедры «Проектирование и эксплуатация автомобилей», Тольяттинский государственный университет, sbs777@yandex.ru

А. В. Бобровский кандидат технических наук, доцент кафедры «Проектирование и эксплуатация автомобилей», Тольяттинский государственный университет, ba838@yandex.ru

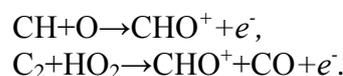
Обоснована целесообразность применения ионизационных датчиков для исследования и диагностики процесса сгорания топлива в поршневых энергетических установках с искровым зажиганием. Показано, что для расширения функциональных возможностей, увеличения надёжности работы и точности обработки сигнала ионизационного датчика необходимо знать влияние на него пульсационной скорости пламени. На основе анализа литературных данных и собственных исследований предложен механизм влияния пульсационной скорости на электропроводность углеводородного пламени, оцениваемой величиной ионного тока. Предложена формула для расчёта ионного тока, включающая пульсационную скорость, температуру пламени и концентрацию углеродсодержащих частиц в топливе. Для метановоздушного пламени выявлено, что при $U' < 8$ м/с наблюдается рост ионного тока, который объясняется увеличением температуры пламени и концентрации углеродсодержащих частиц топлива в зоне химических реакций пламени. При $U' > 8$ м/с происходит снижение ионного тока, что вызвано ростом затрат тепла на нагрев поступающего топлива во фронт пламени, которые прямо пропорциональны пульсационной скорости. Результаты работы могут быть использованы для прогнозирования и мониторинга ионизационным датчиком характеристик турбулентности в камерах сгорания энергетических установок.

Хемионизация; электропроводность; пульсационная скорость; турбулентность; ионный ток; пламя; массовая доля углерода.

Цитирование: Шайкин А.П., Галиев И.Р., Бобровский А.В. Влияние пульсационной скорости на электропроводность углеводородного пламени // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 109-115. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-109-115

В настоящее время среди широкого спектра методов исследования процесса сгорания топлива в поршневых энергетических установках ионизационные датчики (ИД) остаются самыми дешёвыми и надёжными. Поэтому ИД используют для индикации наличия/отсутствия пламени в камерах сгорания двигателей и энергетических установок. Попытки расширить функциональные возможности ИД (например, определение характеристик пламени, турбулентности и токсичности продуктов сгорания топлива) сталкиваются со сложностями, одной из которых является определение влияния пульсационной скорости пламени на показания ИД, т.е. на ионный ток.

Значение ионного тока обусловлено электропроводностью фронта углеводородного пламени, т.е. хемионизацией. Согласно существующим представлениям хемионизация происходит в той части пламени, где наблюдаются максимальные концентрации радикала CH и C_2 [1]:



В работе [2] была выявлена линейная корреляция скорости химионизации со скоростью химических реакций горения. Пиковые значения обеих скоростей наблюдались при стехиометрическом составе топливовоздушной смеси (ТВС). При этом отмечено смещение в область богатой ТВС пика ионного тока относительно пика скорости химионизации. В работе [3] данный факт объясняется влиянием доли углерода на процесс ионизации.

Таким образом, значение ионного тока (I) в углеводородном пламени определяется формулой

$$I = g_c U_x \text{const} , \quad (1)$$

где g_c – массовая доля углерода в топливе; U_x – скорость химических реакций горения, кг/(м³·с).

Концентрация частиц углерода в зоне химических реакций пламени зависит от содержания углерода в горючем и интенсивности его транспортировки молекулярной и турбулентной диффузией из ТВС во фронт пламени (ФП), т.е. от массопереноса.

Влияние массопереноса на ионный ток рассмотрено в работах [1; 4], в которых показано, что в условиях бунзеновской горелки турбулентные пульсации скорости способствуют росту ионного тока в 2-8 раз. В исследованиях [5; 6], проведенных на поршневом двигателе внутреннего сгорания, показан рост ионного тока с увеличением частоты вращения коленчатого вала двигателя, которая прямо пропорциональна пульсационной скорости [7]. Стоит отметить, что указанные работы носят экспериментальный характер и не раскрывают механизма влияния пульсационной скорости на ионный ток.

На основании современных представлений о турбулентном пламени [8] предлагается гипотеза, что пульсационная скорость (U') определяет интенсивность транспортировки частиц топлива, а значит и углерода, в зону химических реакций пламени (ЗХР). Чем выше значение пульсационной скорости, тем больше углеродсодержащих частиц топлива проникает во ФП. При этом возрастают потери тепла на нагрев этих частиц топлива, что способствует снижению температуры во ФП, а значит и скорости химических реакций. Данный механизм схож с процессом снижения турбулентной скорости распространения пламени и его погасанием при чрезмерно высокой турбулентности [8].

Для проверки правильности гипотезы было изучено влияние пульсационной скорости на электропроводность метановоздушного пламени, которая оценивалась величиной ионного тока. Состав топлива, доля в нём углерода, начальная температура топлива, объём камеры сгорания были постоянны. Пульсационная скорость изменялась от 0 до 26 м/с, т.е. охватывает весь диапазон скоростных режимов работы поршневой энергоустановки. Таким образом, в принятых условиях и в соответствии с формулой (1) влияние пульсационной скорости на ионный ток будет определяться её влиянием на скорость химических реакций, которая зависит от максимальной температуры (T_b) и концентрации топлива в ЗХР пламени ($N_{зхр}$).

Влияние U' на $N_{зхр}$ изучено с применением дифференциального уравнения диффузии [9], которое было приведено к условиям турбулентного горения добавлением в него коэффициента турбулентной диффузии (D_t):

$$\rho U_n \frac{dN}{dx} = \rho (D + D_t) \frac{d^2 N}{dx^2} - U_x , \quad (2)$$

где ρ – плотность, кг/м³; U_n – нормальная скорость пламени, м/с; N – относительная весовая концентрация топлива; D – коэффициент молекулярной диффузии ($D=5 \cdot 10^{-4}$), м²/с; x – расстояние, м.

Результатом решения уравнения (2) стало нахождение $N_{зxp}$:

$$N_{зxp} = \exp\left[-\frac{\chi}{D + D_t}\right], \quad (3)$$

$$D_t = U' l, \quad (4)$$

где χ – температуропроводность ($\chi=5 \cdot 10^{-4}$), м²/с; l – путь смешения ($l=10^{-3}$), м.

Значение пути смешения соответствует толщине ФП, т.к. известно [10], что только при масштабе турбулентности, равном (либо меньшем) толщине ФП, турбулентные вихри могут проникнуть во ФП и повлиять на интенсивность переноса топлива из зоны подогрева в ЗХР. Таким образом, из (3) и (4) следует, что зависимость $N_{зxp}$ от U' имеет экспоненциальный характер (рис. 1).

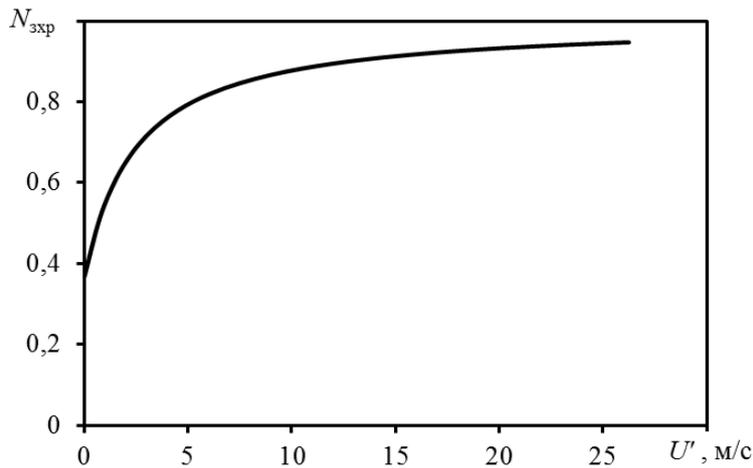


Рис. 1. Влияние пульсационной скорости (U') на концентрацию топлива ($N_{зxp}$) в ЗХР

Видно, что при $U' < 5$ происходит значительный рост $N_{зxp}$. По мере увеличения U' интенсивность роста $N_{зxp}$ снижается и её значение стремится к единице. Расчёт максимальной температуры пламени T_b проводился по общепринятой методике [11]. При этом учитывалось влияние затрат тепла, выделяющегося при сгорании, на нагрев топлива, поступающего в ЗХР пламени:

$$T_b = \frac{H_u N_{зxp}}{C_p \left(1 + \frac{U'}{N_{зxp}} K\right)} + T_0, \quad (5)$$

где H_u – теплота сгорания топлива ($H_u=55,5 \cdot 10^3$), Дж/кг; C_p – теплоёмкость ($C_p=14,8$), Дж/(кг·К); K – постоянная ($K=0,1$), (м/с)⁻¹; T_0 – начальная температура топлива ($T_0=400$), К.

На рис. 2 представлена зависимость T_b от интенсивности турбулентности. Видно, что при $U' < 5$ происходит значительный рост T_b . Это объясняется тем, что при данной интенсивности турбулентности рост $N_{зxp}$ превышает рост U' , определяющей затраты теплоты на нагрев поступающего в ЗХР топлива.

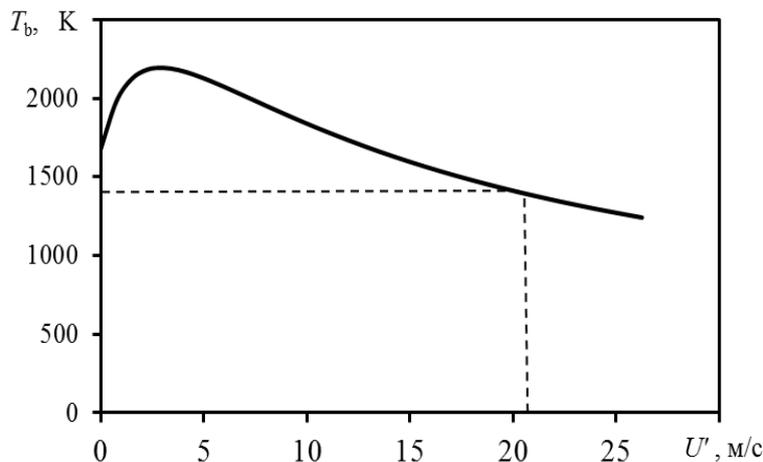


Рис. 2. Влияние пульсационной скорости (U') на максимальную температуру пламени (T_b):
 ---- – предельные значения U' и T_b , соответствующие моменту погасания пламени

Полученный результат соответствует ранее проведенным исследованиям [12], в которых был зафиксирован линейный рост температуры пламени с увеличением турбулентности.

При $U' > 5$ рост U' превышает рост $N_{зxp}$. По мере увеличения U' возрастают затраты тепла и в итоге пламя гаснет. Максимальное значение пульсационной скорости ($U' = 21$ м/с) соответствует пределу горения и наблюдается при минимально возможной температуре пламени ($T_b = 1450$ К), рассчитанной с применением теории пределов горения Я.Б. Зельдовича [9].

Таким образом, по известным значениям максимальной температуры пламени и концентрации топлива в ЗХР были рассчитаны скорость химических реакций и ионный ток. На рис. 3 показано влияние U' на ионный ток, значения которого представлены в относительных величинах

$$I_{отн} = \frac{I_{(U'=x)}}{I_{(U'=0)}}, \quad (6)$$

где $I_{отн}$ – относительное значение ионного тока; $I_{(U'=x)}$ – значение ионного тока при рассматриваемой пульсационной скорости, А; $I_{(U'=0)}$ – значение ионного тока при $U'=0$, т.е. ламинарном горении, А.

Анализ рис. 3 показывает, что электропроводность турбулентного ФП, оцениваемая величиной ионного тока, значительно (в 2 – 7 раз) превышает электропроводность ламинарного пламени ($U' = 0$).

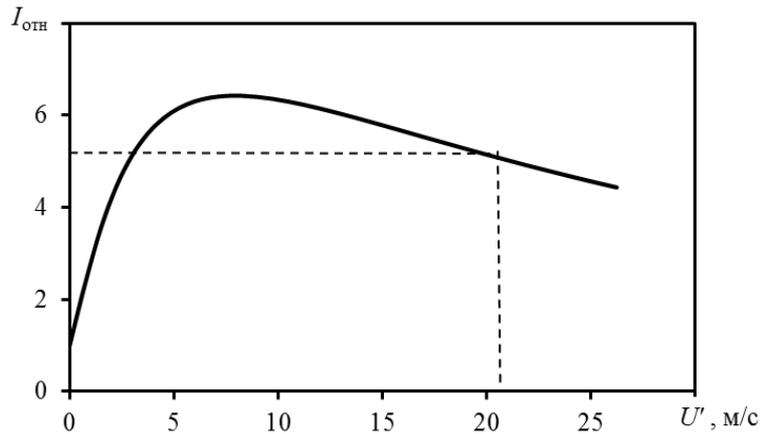


Рис. 3. Влияние пульсационной скорости (U') на ионный ток пламени ($I_{отн}$):
 ---- - предельные значения U' и $I_{отн}$, соответствующие моменту погасания пламени

Полученный результат соответствует ранее проведённым исследованиям [1; 4-6], в которых был зафиксирован рост ионного тока с увеличением турбулентности. Кроме этого, на рис. 3 отмечено снижение $I_{отн}$ при $U' > 8$, что связано с уменьшением скорости химических реакций из-за преобладающей роли тепловых потерь на нагрев топлива поступающего в ЗХР пламени.

Таким образом, в результате проведённых исследований выявлено двойственное влияние пульсационной скорости на электропроводность пламени, оцениваемой величиной ионного тока. При $U' < 8$ м/с зафиксирован рост ионного тока, что объясняется увеличением температуры пламени и концентрации углеродсодержащих частиц топлива в зоне химических реакций пламени. При $U' > 8$ м/с происходит снижение ионного тока, что вызвано возрастанием затрат тепла на нагрев поступающего топлива во фронт пламени, которое прямо пропорционально пульсационной скорости.

Данная работа выполнена в рамках государственного заказа, проект № 394, и при поддержке Фонда содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере, договор № 5729ГУ/2015.

Библиографический список

1. Семёнов Е.С., Соколик А.С. Термическая и химическая ионизация пламени // Физика горения и взрыва. 1970. № 1. С. 37-48.
2. Аравин Г.С., Семенов Е.С. О связи между скоростями химической ионизации и реакции горения в ламинарном пламени // Физика горения и взрыва. 1979. № 5. С. 40-46.
3. Шайкин А.П., Будаев С.И., Галиев И.Р. О взаимосвязи концентрации углерода в топливе и характеристик распространения пламени с величиной ионного тока // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2015. Т. 14, № 4. С. 156-163. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-156-163
4. Богословский В.П., Зайчиков В.В., Самойлов И.Б. О зондовых измерениях ионизации в пламени // Физика горения и взрыва. 1974. № 5. С. 705-710.
5. VanDyne E.A., Burcmyer C.L., Wahl A.M., Funaioli A.E. Misfire detection from ionization feedback utilizing the smartfire plazma ignition tecnology // SAE Technical Paper Series. DOI: 10.4271/2000-01-1377

6. Шайкин А.П., Ивашин П.В., Галиев И.Р. Характеристики распространения пламени и их влияние на концентрацию несгоревших углеводородов при добавке водорода в топливовоздушную смесь энергетических установок с искровым зажиганием. Самара: Самарский научный центр РАН, 2014. 203 с.
7. Heywood J.B. Internal combustion engine fundamentals. New York: McGraw-Hill, 1988. 931 p.
8. Варнатц Ю., Маас У., Диббл Р. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. 352 с.
9. Зельдович Я.Б., Баренблатт Г.И., Либрович В.Б., Махвиладзе Г.М. Математическая теория горения и взрыва. М.: Наука, 1980. 478 с.
10. Peters N. Turbulent combustion. Cambridge: Cambridge University Press, 2000. 304 p.
11. Лопанов А.Н. Физико-химические основы теории горения и взрыва. Белгород: Белгородский государственный технологический университет, 2012. 149 с.
12. Shehata M.S., ElKotb M.M., Salem H. Combustion characteristics for turbulent prevaporized premixed flame using commercial light diesel and kerosene fuels // Journal of Combustion. 2014. V. 2014. P. 1-17. DOI: 10.1155/2014/363465

INFLUENCE OF FLUCTUATION VELOCITY ON THE ELECTRIC CONDUCTIVITY OF HYDROCARBON FLAMES

© 2016

A. P. Shajkin Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Energy-Converting Machinery and Control Systems, Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation, td@tltu.ru

I. R. Galiev Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Design and Operation of Vehicles, Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation, sbs777@yandex.ru

A. V. Bobrovsky Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Design and Operation of Vehicles, Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation, ba838@yandex.ru

The feasibility of using ionization sensor for the investigation and diagnosis of the fuel combustion process in piston power plants with spark ignition is substantiated. It is shown that in order to expand the functions and increase the reliability of operation and signal processing accuracy of the ionization sensor it is necessary to know the impact of the flame fluctuating velocity on the latter. Based on the analysis of published data and in-house research a mechanism of the effect of fluctuation velocity on the electrical conductivity of hydrocarbon flame is proposed, estimated by the value of ion current. A formula for calculating the ion current is proposed, which includes the fluctuation velocity, the flame temperature and the concentration of carbon particles in the fuel. For methane-air flame, it was revealed that for $U' < 8$ m/s an increase of ion current is observed, which is due to increased flame temperature and concentration of carbonaceous fuel particles in the zone of chemical reactions of the flame. When $U' > 8$ m/s the ion current decreases due to the growth of heat consumption for heating the incoming fuel in the flame front, directly proportional to the fluctuation velocity. The results can be used to predict and monitor characteristics of turbulence in the combustion chambers of power plants with the aid of the ionization sensor.

Chemical ionization; electrical conductivity; fluctuation velocity; turbulence; ion current; flame; mass fraction of carbon.

Citation: Shajkin A.P., Galiev I.R., Bobrovsky A.V. Influence of fluctuation velocity on the electric conductivity of hydrocarbon flames. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 109-115. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-109-115

References

1. Semenov E.S., Sokolik A.S. Thermal and chemical ionization in flames. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 1970. V. 6, Iss. 1. P. 33-43. DOI: 10.1007/BF02044894
2. Aravin G.S., Semenov E.S. Connection between rates of chemical ionization and the combustion reaction in a laminar flame. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 1979. V. 5, Iss. 5. P. 589-593. DOI: 10.1007/BF00740588
3. Shaykin A.P., Budaev S.I., Galiev I.R. Relationship between carbon concentration in a fuel and characteristics of flame propagation with a magnitude of ion current. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2015. V. 14, no. 4. P. 156-163. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-156-163
4. Bogoslovskii V.P., Zaichikov V.V., Samoilov I.B. Probe measurements of ionization in a flame. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 1974. V. 10, Iss. 5. P. 705-710. P. 626-630. DOI: 10.1007/BF01463975
5. VanDyne E.A., Burcmyer C.L., Wahl A.M., Funaioli A.E. Misfire detection from ionization feedback utilizing the smartfire plazma ignition technology. *SAE Technical Paper Series*. DOI: 10.4271/2000-01-1377
6. Shaykin A.P., Ivashin P.V., Galiev I.R. *Kharakteristiki rasprostraneniya plameni i ikh vliyaniye na kontsentratsiyu nesgorevshikh uglevodorodov pri dobavke vodoroda v toplivovozdushnuyu smes' energeticheskikh ustanovok s iskrovym zazhiganiem* [Characteristics of flame propagation and their impact on the concentration of unburnt hydrocarbons on addition of hydrogen to the fuel-air mixture of spark-ignition power plants]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsent RAN Publ., 2014. 203 p.
7. Heywood J.B. *Internal combustion engine fundamentals*. New York: McGraw-Hill, 1988. 931 p.
8. Warnatz J., Maas U., Dibble R.W. *Combustion: Physical and Chemical Fundamentals, Modeling and Simulation, Experiments, Pollutant Formation*. Springer Berlin Heidelberg, 2001. 299 p. DOI: 10.1007/978-3-662-04508-4
9. Zeldovich Ya.B., Barenblatt G.I., Librovich V.B., Mahviladze G.M. *Matematicheskaya teoriya goreniya i vzryva* [Mathematical theory of combustion and explosion]. Moscow: Nauka Publ., 1980. 478 p.
10. Peters N. *Turbulent combustion*. Cambridge: Cambridge University Press, 2000. 304 p.
11. Lopanov A.N. *Fiziko-himicheskie osnovy teorii goreniya i vzryva* [Physics and chemistry of the combustion and explosion theory]. Belgorod: Belgorod State Technological University Publ., 2012. 149 p.
12. Shehata M.S., ElKotb M.M., Salem H. Combustion characteristics for turbulent prevaporized premixed flame using commercial light diesel and kerosene fuels. *Journal of Combustion*. 2014. V. 2014. P. 1-17. DOI: 10.1155/2014/363465

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЯВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОПРОВОДНОСТИ ПЛАМЕНИ НЕОДНОРОДНОЙ ТОПЛИВОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И ДОВОДКЕ КАМЕР СГОРАНИЯ

© 2016

- А. П. Шайкин** доктор технических наук, профессор кафедры «Энергетические машины и системы управления», Тольяттинский государственный университет, td@tltsu.ru
- П. В. Ивашин** кандидат технических наук, доцент кафедры «Энергетические машины и системы управления», Тольяттинский государственный университет, td@tltsu.ru
- И. Р. Галиев** кандидат технических наук, доцент кафедры «Проектирование и эксплуатация автомобилей», Тольяттинский государственный университет, sbs777@yandex.ru
- А. Д. Дерячев** кандидат технических наук, младший научный сотрудник, Тольяттинский государственный университет, proscripts@mail.ru
- А. Я. Твердохлёбов** младший научный сотрудник, Тольяттинский государственный университет, sarc@bk.ru

В статье обосновано применение ионизационных датчиков для исследования и диагностики процесса сгорания топлива в газотурбинных энергетических установках. На основе анализа литературных данных и собственных исследований выявлено, что определяющая роль в механизме ионизации пламени распылённого в потоке жидкого углеводородного топлива принадлежит термоэмиссии электронов с раскалённых частиц углерода. Показано, что при подаче жидкого топлива в зону циркуляции за плохообтекаемым телом область максимальной концентрации электронов, определяющих ток проводимости, находится в зоне циркуляции. При впрыске жидкого топлива на стабилизатор пламени зона максимальной концентрации электронов располагается в зоне смешивания между зоной обратных токов и обтекающим потоком газа. Экспериментально обнаружено, что расстояние между областью максимальной концентрации электронов и основанием стабилизатора определяется количеством распылённого топлива, начальной температурой, турбулентностью потока и скоростью потока газа. Результаты работы могут быть использованы для прогнозирования и мониторинга ионизационным датчиком характеристик турбулентного пламени в камерах сгорания энергетических установок, а также позволяют создать систему непрерывного контроля и управления процессами воспламенения и сгорания топлива, обеспечивающую минимальную концентрацию токсичных выделений в уходящих продуктах сгорания.

Электропроводность; турбулентность; ионный ток; пламя; форсажная камера сгорания; термоэмиссия.

Цитирование: Шайкин А.П., Ивашин П.В., Галиев И.Р., Дерячев А.Д., Твердохлёбов А.Я. Использование явления электропроводности пламени неоднородной топливовоздушной смеси при проектировании и доводке камер сгорания // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 116-123. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-116-123

Проектирование и доводка камер сгорания, особенно многозонных, требует знаний о месте и характере воспламенения топливно-воздушной смеси (ТВС), распространении пламени в объёме камеры сгорания, местоположении и размерах зоны химических реакций горения и интенсивности их протекания. В настоящее время получение подобной информации возможно лишь экспериментальным путём, который достигается проведением значительного объёма испытаний. Наиболее распространены исследования на моделях камер сгорания (КС). В этом случае нередко возникают вопросы о воспроизводимости характеристик распространения пламени, полученных на модели, в условиях КС полноразмерного двигателя. Многолетний опыт экспериментальных ис-

следований на моделях КС и в составе газотурбинных двигателей (ГТД) и поршневых двигателей внутреннего сгорания (ДВС) показал, что наиболее тождественные результаты получаются при регистрации характеристик распространения пламени с помощью использования явления электропроводности пламени. При сгорании углеводородных топлив зона химических реакций горения является зоной ионизации, которая состоит из положительно и отрицательно заряженных ионов и электронов, образующихся в процессе протекания цепных реакций горения.

Созданные и находящиеся в эксплуатации системы, использующие явление электропроводности пламени, регистрируют воспламенение ТВС, контролируют наличие устойчивого процесса горения и, в лучшем случае, отключают подачу топлива при погасании пламени в камере сгорания. При этом данные системы надёжно работают только в стационарных энергетических установках, камеры сгорания которых эксплуатируются в узком диапазоне режима работы по составу смеси и скорости потока. В то же время разработка и применение форсажных камер сгорания (ФК) с несколькими зонами сгорания требует обеспечения полной устойчивости работы двигателя на переходных (включение форсажа, дросселирование, выключение форсажа) и стационарных режимах.

Опыт доводки двигателя НК-144 показал, что при задержках воспламенения смеси в одной из зон, превышающих допустимое время, происходило одновременное воспламенение ТВС после восстановления давления газа в камере, понижаемого искусственно при розжиге ФК, и отмечались случаи неустойчивой работы компрессора. В некоторых случаях применение постоянно работающих запальных устройств при срыве пламени со стабилизаторов, восстанавливая процесс горения, приводило к появлению волн давления с уровнем, вызывающим помпаж компрессора. Избежать перечисленных ситуаций возможно при включении в систему управления двигателем и форсажной камерой специальных устройств – датчиков, контролирующих процесс воспламенения и горения ТВС в различных зонах ФК и выдающих сигналы на порядок подачи топлива по зонам или на отключение подачи топлива в случае появления сигнала о погасании в какой-либо зоне КС. Использование ионизационных датчиков (ИД) в системах регулирования выдвигает ряд специфических задач – в первую очередь обеспечение стабильного уровня тока проводимости во всем диапазоне регулирования расходов топлива, исключая «провалы» тока на переходных режимах. Кроме того, процесс горения в зоне установки ИД должен отражать общую картину зоны горения, топливоподача в которую контролируется этим датчиком.

Так как ИД регистрируют непосредственно процесс горения в месте установки их электродов, то существует возможность создания системы контроля и управления процессом сжигания топлива, основанной на измерении и сравнении величин ионного тока в характерных зонах факела пламени, которая обеспечит образование минимальной концентрации токсичных выделений в продуктах сгорания.

Эксперименты проводились на моделях и полноразмерных прямоточных КС ГТД в факелах пламени неоднородной и однородной ТВС, за плохообтекаемыми телами и вихревыми горелками, в форкамерах и за плохообтекаемыми телами, соединёнными с форкамерой, и в КС ДВС с искровым зажиганием. ИД содержали изолированные от корпуса КС металлические электроды, вторым электродом служили элементы конструкции КС. В факеле пламени при впрыске топлива в зону циркуляции (ЗЦ) область ионизации занимала часть зоны обратных токов (ЗОТ). При сгорании бедной смеси ионный ток регистрировался вблизи кромок плохообтекаемого тока (ПОТ) или вихревой горелки, с обогащением смеси зона ионизации удалялась от кромок стабилизирующих устройств. Для всех составов смеси ионный ток в пламени начинал регистрироваться при достижении средней температуры факела 800°C.

Влияние заглубления электрода в след за стабилизатором на ионный ток от состава смеси (α) при впрыске топлива в зону циркуляции представлено на рис. 1.

На рис. 1 видно, что по мере погружения ИД в ЗЦ происходит рост ионного тока. Известно, что ток в цепи ИД зависит от площади электрода, находящегося в зоне образования заряженных частиц. Так как подвижность электронов на три порядка больше подвижности ионов, то ток ионизации определяется в основном потоком электронов к положительному электроду датчика.

На рис. 2 показано влияние расстояния между стабилизатором и электродом на ионный ток в зависимости от состава смеси.

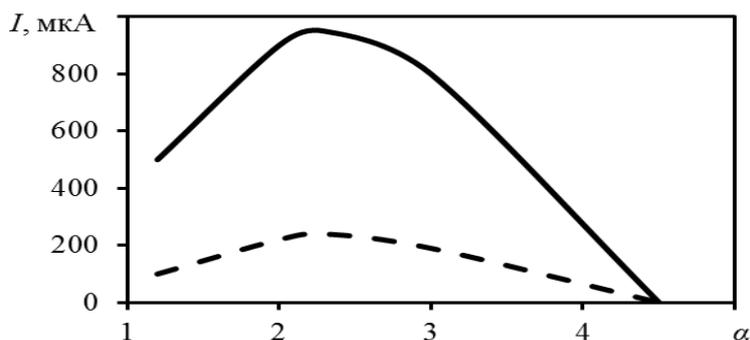


Рис. 1. Влияние заглубления электрода вслед за стабилизатором на ионный ток:
 ---- - 10 мм, ——— - 30 мм

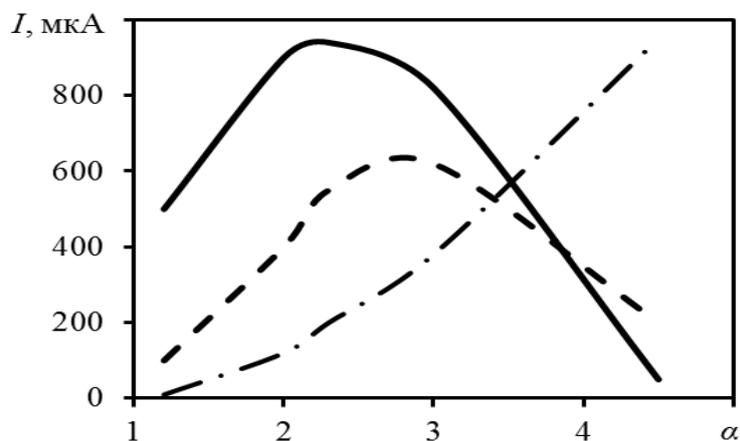


Рис. 2. Влияние расстояния между стабилизатором и электродом на ионный ток:
 -·-·- 35 мм, ---- 65 мм, ——— 95 мм

При изменении расстояния между электродом ИД и стабилизатором получены различные зависимости тока по составу смеси. Для бедных смесей максимальный ток получен при установке электрода вблизи стабилизатора. Для богатых смесей наблюдается обратная картина. Следовательно с увеличением расхода топлива, впрыскиваемого в зону циркуляции за стабилизатором, область заряженных частиц удаляется от его основания.

Исследование влияния параметров набегающего потока на величину и характер изменения тока показало, что снижение температуры воздуха с 923 до 523 К приводит к уменьшению тока в области бедных смесей (режим розжига ФК) и смещению максимальных значений тока в область богатых смесей. Аналогичное влияние, но в меньшей степени, оказывает увеличение скорости набегающего потока.

В процессе экспериментов выполнялись измерения температуры поперёк зоны циркуляции на расстоянии $x = 35$ и 95 мм (табл. 1).

Таблица 1. Значение температуры поперёк зоны циркуляции на расстоянии $x = 35$ и 95 мм

y	$\alpha=4,95$		$\alpha=3,75$		$\alpha=2,57$	
	$x=35$ мм	$x=95$ мм	$x=35$ мм	$x=95$ мм	$x=35$ мм	$x=95$ мм
-2	1050	540	620	600	550	685
-12	1190	740	920	870	740	985
-21	1215	955	1150	1095	880	1165
-30	1315	1255	1250	1320	1025	1378

На режиме минимального расхода топлива более высокие температуры получены на расстоянии $x = 35$ мм. Уменьшение температуры к сечению при $x = 95$ мм обусловлено подмешиванием холодного газа, так как процесс выгорания этого количества топлива происходит на небольшой длине зоны циркуляции. По мере увеличения количества топлива температура вблизи стабилизаторов уменьшается и растёт в сечении $x = 95$ мм.

Наиболее полно объяснить рассмотренные экспериментальные данные можно с позиции предложенной модели воспламенения неоднородной смеси при впрыске жидкого топлива в зону циркуляции за плохообтекаемым телом. В зоне подготовки смеси, где температура меньше 1073 К, ионный ток близок к нулю. В зоне горения рост ионного тока происходит с увеличением площади электрода, находящегося в зоне горения, или при увеличении температуры в зоне горения в области установки электрода. Увеличение количества распыливаемого в зоне циркуляции топлива или скорости набегающего потока газа, или уменьшение начальной температуры газа приводит к возрастанию протяжённости зоны подготовки и увеличению расстояния между основанием стабилизатора и зоной горения. В соответствии с этим увеличивается расстояние между основанием стабилизатора и областью заряженных частиц, как это можно видеть из данных, приведённых на рис. 2.

Исследование электропроводности факела пламени за V-образным стабилизатором, когда топливо распыливалось навстречу потоку центробежной форсункой, установленной перед стабилизатором, выявило существование зоны заряженных частиц в слое смешения между ЗОТ и обтекающим потоком. На рис. 3 приведены зависимости ионного тока от величины погружения L-образного электрода, часть которого направлена вдоль потока, вслед за стабилизатором.

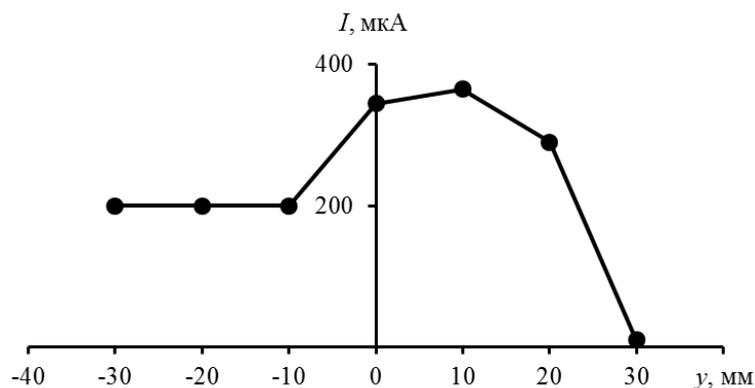


Рис. 3. Ток проводимости в зависимости от погружения (y) L-образного электрода относительно кромки основания стабилизатора

При постоянном составе ТВС существует положение электрода относительно стабилизатора пламени, когда ток проводимости достигает максимальной величины. Максимум тока проводимости в исследуемом случае соответствует установке продольной части L-образного электрода над кромкой основания стабилизатора, $y = 11$ мм. При увеличении y ток быстро падает до нуля. С уменьшением y относительно кромки стабилизатора ток постепенно падает до минимальной величины, после чего остаётся постоянным. В данном случае ионный ток определяется поверхностью части L-образного электрода, перпендикулярного к потоку, находящегося в слое смещения между ЗОТ и обтекающим потоком. При этом продольная часть L-образного электрода находится вне зоны электропроводности пламени. Следовательно при такой схеме впрыска жидкого углеводородного топлива в поток газа зона максимальной концентрации электронов находится в слое смещения между ЗОТ и обтекающим потоком. Эксперименты показали, что и в этом случае увеличение количества распыливаемого топлива, скорости газового потока или уменьшение начальной температуры газа приводит к увеличению расстояния между зоной заряженных частиц и основанием стабилизатора пламени.

Полученные экспериментальные данные по электропроводности факела пламени неоднородной смеси углеводородного топлива находятся в хорошем соответствии с гипотезой, в которой одной из основных причин образования заряженных частиц в углеводородном пламени считается термоэмиссия электронов с раскалённых частиц углерода. Равновесная концентрация электронов в этом случае является функцией от температуры, размеров, концентрации частиц углерода и начальной работы выхода электронов:

$$N_e = \frac{R(2\pi m_e kT)^{1.5}}{h^3} \exp\left[-\frac{\varphi}{kT}\right], \quad (1)$$

где N_e – равновесная концентрация электронов; m_e – масса электронов; k – постоянная Больцмана; T – абсолютная температура частицы; h – постоянная Планка; φ – работа выхода электрона с поверхности частицы; R – радиус частицы.

В (1) работа выхода электрона изменяется вследствие увеличения положительного заряда частицы с потерей очередного электрона. Для частиц сферической формы показатель экспоненты в (1) имеет вид $[\varphi + f(R)]/[-kT]$. С учётом поправки на увеличение работы выхода электрона равновесная концентрация электронов (N_e^*) выражается следующим равенством:

$$N_e^* = N_e \exp\left[-\frac{e^2 m_0}{RkT}\right], \quad (2)$$

где e – заряд электрона; m_0 – масса частицы.

Для больших коэффициентов избытка воздуха (рис. 2) ток в цепи электрода, установленного на расстоянии 95 мм от кромок основания стабилизатора, на порядок меньше, чем в цепи электрода при $x = 35$ мм. Этот эффект объясняется выгоранием частиц углерода на расстоянии менее 95 мм от стабилизатора. При этом в плоскости при $x = 35$ мм в зоне горения зафиксированы более высокие температуры и большая поверхность электрода находится в этой зоне.

Таким образом, при создании сигнализаторов горения, основанных на электропроводности углеводородного пламени, необходимо принимать во внимание изменение расстояния между зоной заряженных частиц и основанием стабилизатора пламени в зависимости от состава ТВС, начальной температуры, турбулентности потока и скорости обтекающего потока газа. В широком диапазоне изменения этих параметров ионизационный сигнализатор горения, в котором одним из электродов является стабилизатор пламени, а вторым – изолированный от металла КС электрод в виде прямого

стержня, не в состоянии обеспечить получение высокого уровня тока проводимости в факеле пламени за стабилизатором в многорежимной форсажной камере.

Для уменьшения влияния перемещения зоны заряженных частиц вдоль факела пламени была предложена новая модель одноэлектродного датчика с двумя контактами. В то время, когда ток в цепи ИД с электродом в виде простого стержня при $x = 35$ мм изменяется от 900 до 20 мкА и при $x = 95$ мм от 900 до 0 мкА, в цепи двухконтактного датчика в этом же диапазоне по составу смеси изменяется от 720 до 950 мкА. Характеристики двухконтактного ИД в меньшей степени зависят от изменения физических параметров набегающего потока.

Вблизи оси ЗЦ величина ионного тока несколько снижалась, несмотря на существование в этих зонах максимальной температуры пламени. При впрыске топлива на плохообтекаемое тело область ионизации располагается в прямом потоке ЗЦ, над кромками стабилизатора пламени, и при перемещении ИД в ЗОТ ионный ток резко падает. В форкамерах, где сгорание ТВС предполагается проводить при постоянном составе смеси, зона ионизации располагается в ЗОТ и величина ионного тока показывает изменение процесса горения при изменении режима работы многозонной камеры сгорания. Так, при увеличении нагрузки по зонам КС происходит уменьшение ионного тока из-за увеличения скорости потока воздуха в форкамере, вызванного перетеканием воздуха из зон, где происходит обогащение ТВС. При этом уменьшение ионного тока до величины, близкой к нулю, сопровождается местным погасанием пламени в зоне установки ИД.

Установка ИД, соединёнными с форкамерой, за ПОТ позволяет получать данные о процессе сгорания в форкамере и за ПОТ, на которые осуществляется впрыск топлива. Так как форкамера работает при коэффициенте избытка воздуха значительно меньше единицы, то пламя из форкамеры распространяется в зоны за ПОТ, где регистрируется достаточно высокий уровень ионного тока. При впрыске топлива на ПОТ после его воспламенения отмечается скачок ионного тока, величина которого определяется количеством впрыскиваемого тока, при котором осуществляется воспламенение ТВС.

Исследования электропроводности пламени в условиях ГТД показали отсутствие влияния давления на величину ионного тока, что свидетельствует о том, что в процессе ионизации наряду с химионизацией большую роль играет термоэмиссия электронов с раскалённых частиц сажи, присутствующих в пламени неоднородных и переобогащённых смесей.

Полученные экспериментальные данные показывают, что с помощью измерения ионного тока пламени можно определять размеры, расположение зоны химических реакций горения и интенсивность их протекания.

Таким образом, анализ результатов исследования электропроводности факела пламени неоднородной смеси углеводородного топлива с воздухом позволяет сделать следующие выводы:

1. Определяющая роль в механизме ионизации пламени распылённого в потоке жидкого углеводородного топлива принадлежит термоэмиссии электронов с раскалённых частиц углерода.
2. При подаче жидкого топлива в зону циркуляции за плохообтекаемым телом область максимальной концентрации электронов, определяющих ток проводимости, находится в зоне циркуляции.
3. При впрыске жидкого топлива на стабилизатор пламени зона максимальной концентрации электронов располагается в зоне смешивания между зоной обратных токов и обтекающим потоком газа.

4. Расстояние между областью максимальной концентрации электронов и основанием стабилизатора определяется количеством распылённого топлива, начальной температурой топлива, турбулентностью потока и скоростью потока газа.

Работа выполнена в рамках реализации Государственного задания, проект №394.

Библиографический список

1. Резник В.Е., Токарев В.В., Шайкин А.П. Электропроводность факела пламени неоднородной смеси при впрыске жидкого топлива в зону циркуляции за плохообтекаемым телом // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1977. № 3. С. 93-97.

USING THE PHENOMENON OF ELECTRICAL CONDUCTION OF FLAME OF NON-HOMOGENEOUS AIR-FUEL MIXTURE IN DESIGN AND DEVELOPMENT OF COMBUSTION CHAMBER

© 2016

A. P. Shajkin Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Energy-Converting Machinery and Control Systems, Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation, td@tltsu.ru

P. V. Ivashin Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Energy-Converting Machinery and Control Systems, Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation, td@tltsu.ru

I. R. Galiev Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Design and Operation of Vehicles, Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation, sbs777@yandex.ru

A. D. Derjachev Candidate of Science (Engineering), junior researcher, Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation, proscripts@mail.ru

A. J. Tverdohljobov junior researcher, Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation, sarc@bk.ru

The use of ionization sensors for the study and diagnosis of the combustion process in gas-turbine power plants is substantiated in the paper. The review of literature data and in-house research show that thermionic emission of electrons from incandescent carbon particles plays a decisive role in the mechanism of ionization of flame sprayed in a stream of liquid hydrocarbon fuels. It is shown that as liquid fuel is injected into the circulation area of a bluff body the area of maximum concentration of electrons that determine the conduction current is located in the circulation area. When liquid fuel is injected in the flame holder the zone of maximum electron density is located in the zone between the recirculation mixing zone and the slipstream. It was found experimentally that the distance between the region of maximum electron density and the stabilizer base is determined by the quantity of the fuel sprayed, the initial temperature, the flow turbulence and the gas flow rate. The results can be used to predict and monitor the characteristics of turbulent flame in combustion chambers of power plants with the help of ionization sensors. They also make it possible to create a system of continuous monitoring and control of ignition and combustion processes ensuring minimum concentration of toxic emissions in the exhaust combustion products.

Electrical conductivity; turbulence; ion current; flame; afterburner combustion chamber; thermal emission.

Citation: Shajkin A.P., Ivashin P.V., Galiev I.R., Derjachev A.D., Tverdohljobov A.J. Using the phenomenon of electrical conduction of flame of non-homogeneous air-fuel mixture in design and development of combustion chamber. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 116-123.
DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-116-123

References

1. Reznik V.E., Tokarev V.V., Shaikin A.P. Electroconductivity of nonuniform-mixture flame plume with liquid fuel injection into circulation zone behind a bluff body. *Soviet Aeronautics (English translation of Izvestiya VUZ, Aviatsionnaya Tekhnika)*. 1977. V. 20, Iss. 3. P. 70-73.

ФОРМИРОВАНИЕ СИГНАЛОВ С ЗАДАНЫМИ СПЕКТРАЛЬНЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

© 2016

А. Ю. Барабошин начальник научно-исследовательской лаборатории, Самарский филиал «Самарское отделение научно-исследовательского института радио», bay@soniir.ru

О. А. Минаева инженер, Самарский филиал «Самарское отделение научно-исследовательского института радио», minaeva.oa@soniir.ru

Определены основные причины возникновения нежелательных изменений в частотной характеристике сигналов на выходе современных генераторов. Рассмотрена функциональная схема построения генератора радиосигналов специальной формы с использованием отечественной элементной базы на примере упрощённой схемы бортового радиопередающего устройства для малого космического аппарата «АИСТ-2». Описана работа и взаимодействие блоков функциональной схемы, а также принцип формирования сигналов с различными типами модуляции. Проведён анализ разработанного устройства. Определены блоки, вносящие наиболее значительные нежелательные изменения в частотную характеристику выходного сигнала. Описан метод устранения неравномерности амплитудно-частотной характеристики (АЧЧ). Приведены спектры выходного сигнала до и после частотной коррекции. Пояснён процесс возникновения паразитной амплитудной модуляции в цифровом вычислительном синтезаторе при формировании сигналов с частотами, близкими к частоте Найквиста. Описан метод борьбы с паразитной амплитудной модуляцией, возникающей вследствие применения цифрового аттенюатора в цифровом вычислительном синтезаторе. Приведены результаты практического применения метода. Показано, что применение предложенных методов позволяет разработать генератор сигналов специальной формы, обеспечивающий требуемые спектральные характеристики сигналов.

Спектральная характеристика; генератор радиосигналов специальной формы; рандомизация амплитуды; неравномерность АЧЧ; паразитная модуляция; цифровой вычислительный синтезатор.

Цитирование: Барабошин А.Ю., Минаева О.А. Формирование сигналов с заданными спектральными характеристиками // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 124-130. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-124-130

Современные радиоэлектронные устройства, предназначенные для формирования сигналов специальной формы, содержат цифровые и аналоговые части, каждая из которых вносит нежелательные изменения в спектральную характеристику выходного сигнала. В цифровых устройствах это, как правило, связано с недостаточной точностью квантования, а в аналоговых – со значительно большим количеством факторов, среди которых: зависимость от частоты сопротивлений реактивных элементов, параметров полупроводниковых приборов (транзисторов, диодов); тепловые шумы; дробовые шумы; мерцательные (избыточные) шумы [1].

Задача получения требуемой спектральной характеристики генератора радиосигналов специальной формы возникла в процессе разработки бортового радиопередающего устройства (БРПУ) для малого космического аппарата «АИСТ-2». Требования технического задания представлены в табл. 1.

БРПУ обеспечивает формирование следующих типов сигналов: последовательность монохроматических импульсов, последовательность импульсов с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ), последовательность фазоманипулированных импульсов (BPSK), кодируемых M-последовательностью.

Его упрощённая функциональная схема представлена на рис. 1. БРПУ состоит из основного радиопередающего устройства (РПДУ) и резервного – его точной копии, находящейся в холодном резерве. Блоки, входящие в состав схемы синтезатора, выделены серым цветом.

Таблица 1. Требования технического задания к БРПУ

Техническая характеристика	Значение
Импульсная выходная мощность, не менее, Вт	200
Центральная частота сигнала, МГц	435
Максимальная ширина спектра рабочей полосы частот, МГц	30
Неравномерность АЧХ в рабочей полосе частот, не более, дБ	± 3
Уровень внеполосных излучений для режима ЛЧМ, дБн (при отстройке от центральной частоты, МГц)	-5 (± 15), -20 (± 19), -30 (± 22), -40 (± 25), -50 (± 29), -60 (± 33)
Уровень внеполосных излучений для режима фазовой манипуляции при модуляции М-последовательностью, дБн (при отстройке от центральной частоты, МГц)	-6 (± 15), -16 (± 48), -30 (± 107), -40 (± 189), -50 (± 336), -60 (± 599)
Уровни побочных излучений при отстройке от центральной частоты $\pm 43,5$ МГц, не более, дБн	-50

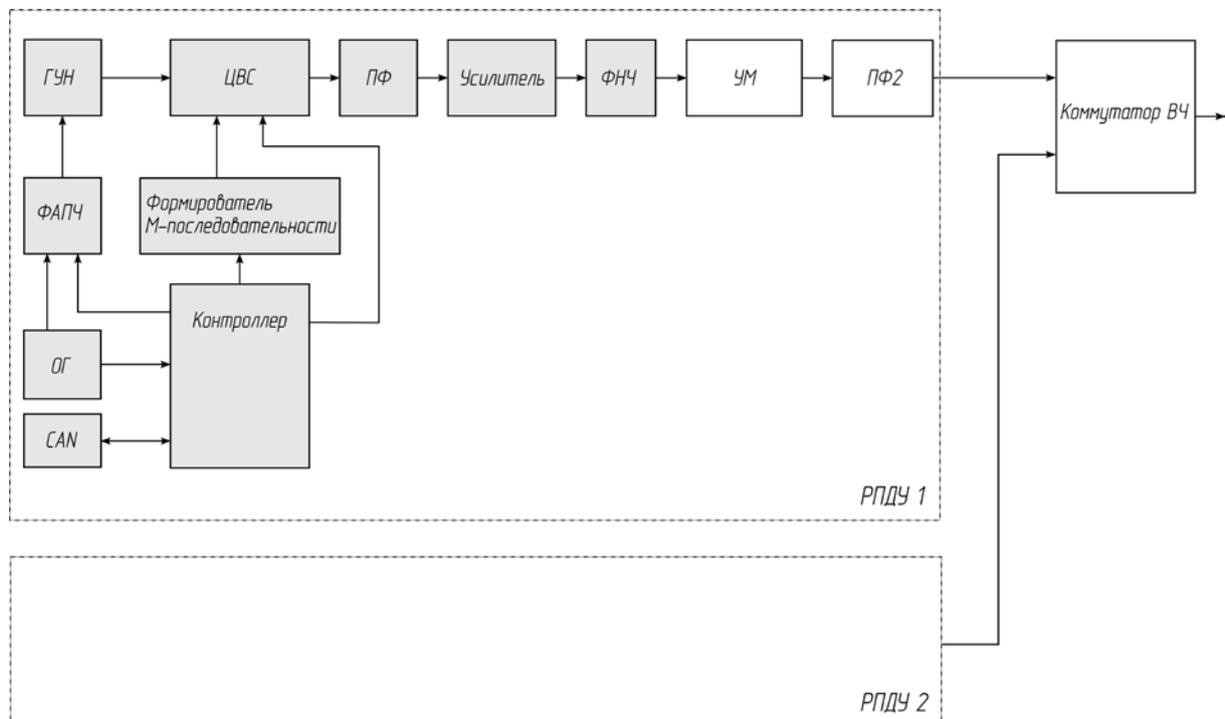


Рис. 1. Упрощённая функциональная схема БРПУ

Термостатированный опорный генератор (ОГ), система фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ) и генератор, управляемый напряжением (ГУН), формируют сигнал тактовой частоты для цифрового синтезатора частоты. Контроллер на основании команды, полученной по шине CAN, конфигурирует значения регистров цифрового вычислительного синтезатора (ЦВС) для формирования сигналов с заданным типом излучения. Управляемый контроллером формирователь М-последовательности аппаратно переключает профили ЦВС, осуществляя фазовую манипуляцию. Полосовой фильтр (ПФ1) выделяет полосу полезного сигнала, усилитель компенсирует ослабление в пассивных цепях и формирует требуемый уровень выходного сигнала, а фильтр нижних частот (ФНЧ) минимизирует уровень гармоник на выходе синтезатора.

Транзисторный усилитель мощности (УМ) обеспечивает требуемую выходную мощность сигнала. Для выполнения требований к уровням внеполосных и побочных излучений применяется полосовой фильтр (ПФ2). Выходные сигналы основного и резервного РПДУ объединяются с помощью коммутатора высоких частот (коммутатор ВЧ).

Формирование BPSK-сигнала и монохроматических импульсов производится аппаратным переключением профилей ЦВС. В случае с BPSK поочередно переключаются профили, отличающиеся только значениями фазы. Для формирования монохроматических импульсов производится переключение двух профилей, сконфигурированных соответственно на наличие и отсутствие излучения. Формирование сигнала с ЛЧМ осуществляется с использованием аппаратных возможностей ЦВС, позволяющих сформировать сигнал с ЛЧМ, имеющий заданную девиацию частоты и длительность импульса.

В результате настройки РПДУ в сборе были выявлены блоки, вносящие значительную неравномерность амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) радиопередающего устройства. К ним относятся усилитель мощности (УМ), имеющий неравномерную АЧХ, полосовой фильтр (ПФ2) и коммутатор ВЧ.

Результаты предварительного измерения неравномерности спектра выходного сигнала в рабочей полосе частот представлены на рис. 2.

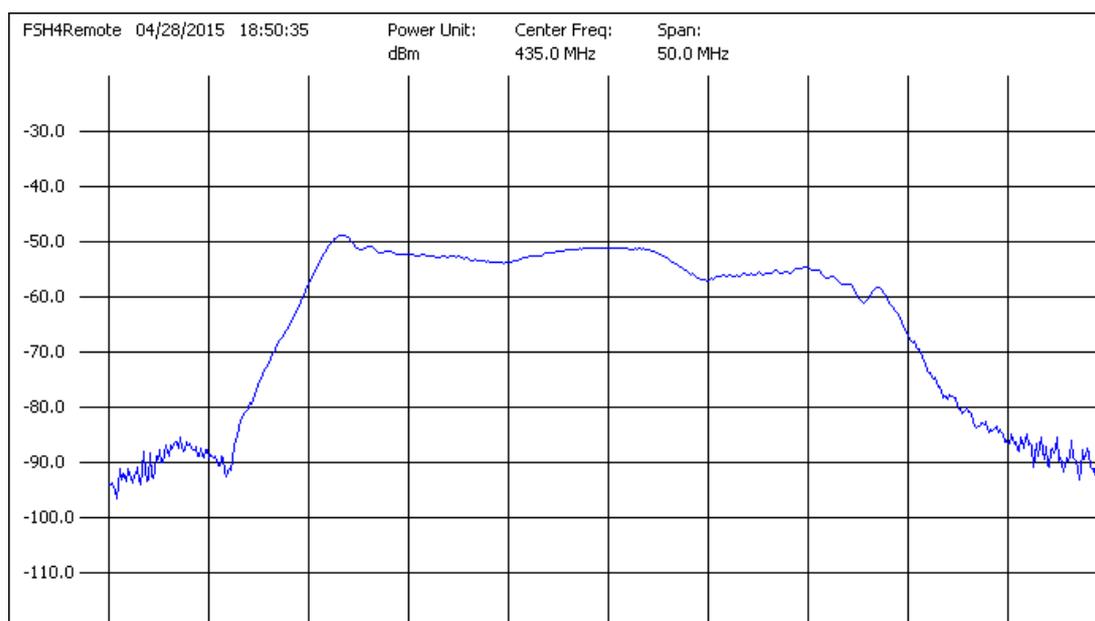


Рис. 2. Спектр выходного сигнала до коррекции

На рис. 2, 3, 4, 6 по оси абсцисс отложена частота в пределах от 410 до 460 МГц, по оси ординат – уровень сигнала в дБм.

Из рис. 2 видно, что на более высоких частотах уровень сигнала заметно снижен: минус 49 дБм – в начале рабочего участка и минус 61 дБм – в конце.

Таким образом, неравномерность спектра выходного сигнала в рабочей полосе частот достигает 12 дБ.

Для выполнения требований технического задания возникла потребность в корректировке спектра выходного сигнала. Ввиду того, что регулировка спектральных характеристик в аналоговых каскадах является сложной, многокритериальной задачей, решение которой чаще всего является компромиссным, было принято решение осуществлять частотную коррекцию цифровым способом, используя возможности ЦВС.

В разрабатываемом БРПУ в качестве ЦВС используется отечественная микросхема 1508ПЛ8Т производства ОАО НПЦ «ЭЛВИС». Данная микросхема имеет 10-разрядный ЦАП, работающий на частоте до 1 ГГц, обеспечивает формирование гармонических квадратурных колебаний и сигналов с ЛЧМ, амплитудно-фазовой (QAM), частотной и фазовой манипуляцией (ЧМ и ФМ). Кроме того, микросхема содержит генератор фазового и амплитудного шума и 64 профиля для хранения узловых значений параметров частотно-зависимой коррекции в режиме излучения ЛЧМ сигнала [2].

Частотная коррекция осуществлялась путём задания значений ослабления на узловых частотах. При этом значения ослаблений на промежуточных частотах вычисляются автоматически методом кусочно-линейной интерполяции.

В результате частотной коррекции неравномерность спектра в рабочей полосе частот уменьшилась с 12 до 5 дБ, что соответствует требуемым характеристикам (табл. 1).

Спектр выходного сигнала после частотно-зависимой коррекции представлен на рис. 3.

Существует ещё одна трудность в получении требуемых спектральных характеристик, вызванная возникновением паразитной амплитудной модуляции, отчётливо различимой на спектре выходного сигнала в сервисном режиме непрерывного излучения (рис. 4).

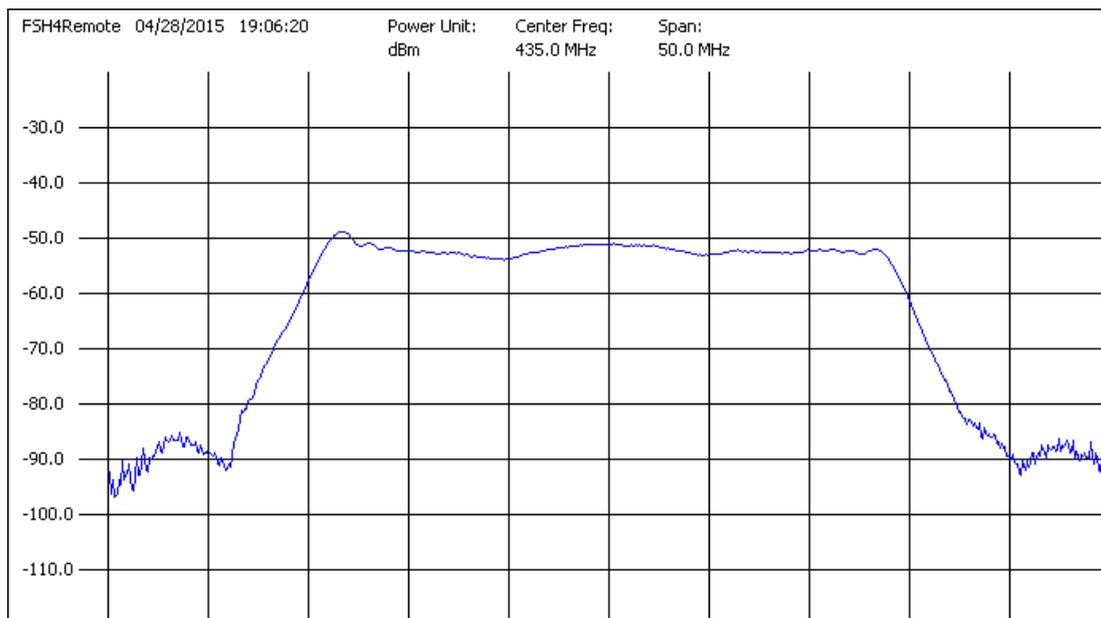


Рис. 3. Спектр выходного сигнала после коррекции

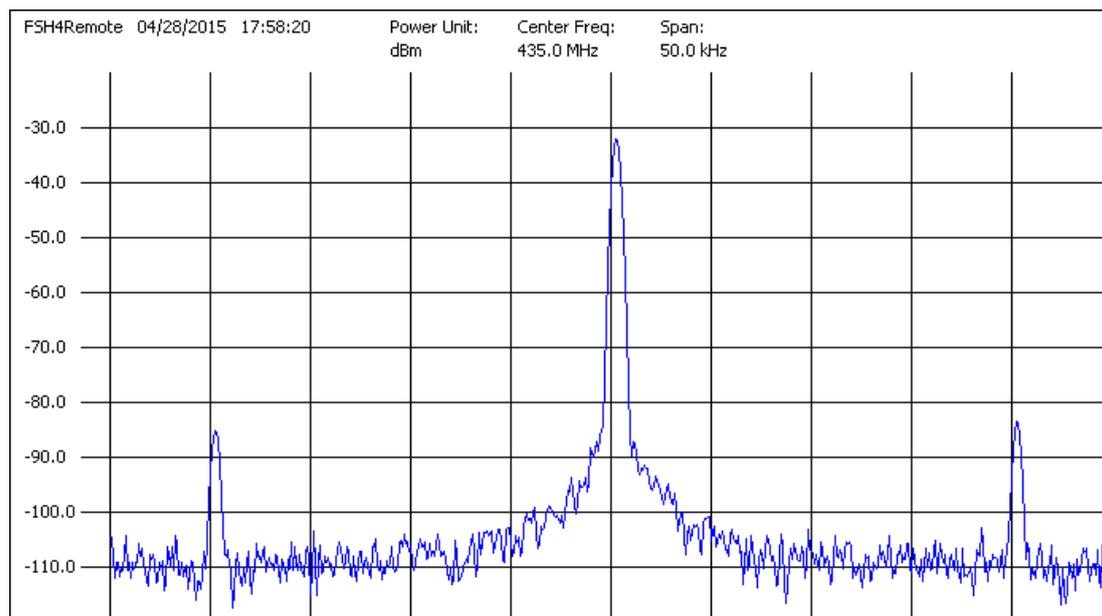


Рис. 4. Спектр выходного сигнала до коррекции

Максимальный уровень помех достигал минус 53 дБн.

Примечателен тот факт, что данное искажение спектра наблюдалось не только на выходе РПДУ, но и на выходе платы синтезатора, что исключает влияние блоков УМ, ПФ2 и коммутатора ВЧ.

Возникновение паразитной АМ непосредственно связано с принципом работы ЦВС и условиями его использования.

При формировании гармонического сигнала в ЦВС аккумулятор фазы увеличивает своё значение на величину, определяемую соотношением:

$$dPh = \frac{F_{out} \cdot 2^n}{F_{clk}}, \quad (1)$$

где F_{out} – синтезируемая частота; F_{clk} – тактовая частота; n – разрядность регистра приращения фазы.

Значение аккумулятора фаз подаётся на вход преобразователя фаза-амплитуда.

Задача получения сигнала заданной частоты усложняется тем фактом, что при тактовой частоте ЦВС, равной 1 ГГц, требуется обеспечить формирование сигнала с частотой до 450 МГц. Следовательно, теорема Котельникова – Найквиста – Шеннона выполняется при отношении частот, близких к крайнему допустимому значению (частоте Найквиста).

Рис. 5 иллюстрирует работу преобразователя фаза-амплитуда в данных условиях. По оси ординат отложена амплитуда сигнала (a_n – значение регистра амплитуд, $n = 0 \dots 2^m$, где m – разрядность регистра амплитуд), по оси абсцисс – время, по дополнительной оси абсцисс – фаза (φ_i – значение регистра амплитуд, при $i = 0 \dots 2^n$, где n – разрядность регистра приращения фазы).

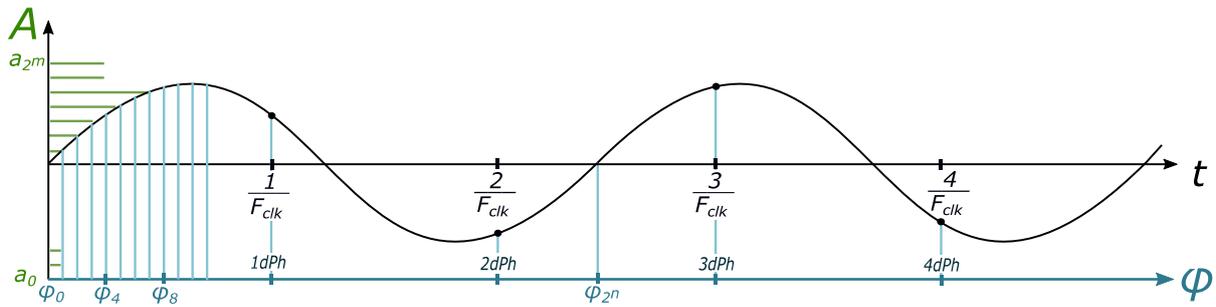


Рис. 5. Формирование сигнала в преобразователе фаза – амплитуда

Из рис. 5 видно, что при формировании сигнала с частотой, близкой к частоте Найквиста, на один период сигнала синтезируемой частоты приходится две выборки значений амплитуд, которые смещаются от периода к периоду, порождая паразитную амплитудную модуляцию.

Выходное значение преобразователя фаза-амплитуда перемножается со значением ослабления регистра цифрового аттенюатора в составе ЦВС. Использование при регулировке уровня выходного сигнала РПДУ цифрового аттенюатора уменьшает количество уровней квантования и амплитуда модулированной помехи возрастает.

Для устранения нежелательных дискретных составляющих в спектре выходного сигнала используется аппаратная рандомизация амплитуды, выполняемая в ЦВС. Рандомизация амплитуды устраняет периодичность в процессе формирования модулированной помехи. В результате уровень помех, вызванных паразитной амплитудной модуляцией, уменьшился на 13 дБ и составил минус 66 дБн (рис. 6).

Представленные методы коррекции спектральной характеристики выходного сигнала генератора позволили выполнить требования технического задания к БРПУ для малого космического аппарата «АИСТ-2». В результате применения частотно-зависимой коррекции неравномерность спектра в рабочей полосе частот уменьшилась на 7 дБ. Применение аппаратной рандомизации амплитуды позволило уменьшить уровень помех, вызванных паразитной амплитудной модуляцией, на 13 дБ.

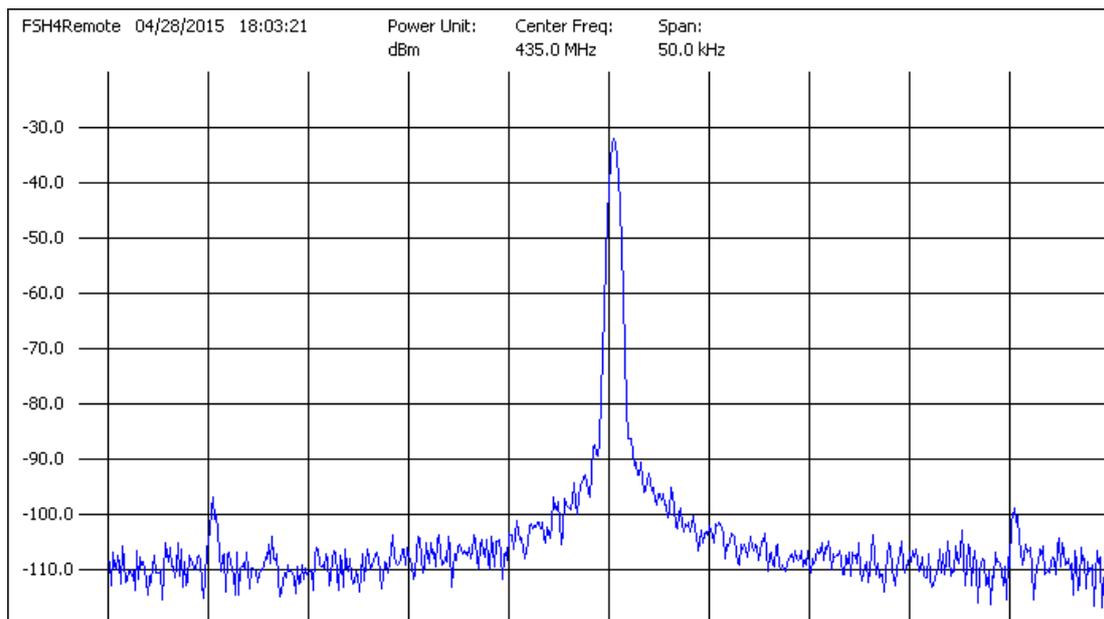


Рис. 6. Спектр выходного сигнала после коррекции

Библиографический список

1. Савицкая М.П., Ботнар Л.Б. Аналоговые электронные устройства. Модуль 1: уч. пособие. Одесса: Одесская национальная академия связи им. А.С. Попова, 2008. 108 с.
2. Микросхема интегральная 1508ПЛ8Т. Техническое описание. М.: ОАО НПЦ «ЭЛВИС», 2012. 31 с.

GENERATION OF SIGNALS WITH PRESCRIBED SPECTRAL CHARACTERISTICS

© 2016

- A. Yu. Baraboshin** Head of Research Laboratory, Federal State Unitary Enterprise Radio Research and Development Institute, Samara Branch, Russian Federation, bay@soniir.ru
- O. A. Minaeva** engineer, Federal State Unitary Enterprise Radio Research and Development Institute, Samara Branch, Russian Federation, minaeva.oa@soniir.ru

The main causes of undesirable changes in signal frequency-amplitude characteristics at the output of modern generators are stated in the paper. A functional scheme of the waveform generator is presented. The generator is constructed with the use of home-produced hardware components. A simplified scheme of the on-board transmitting device for the small spacecraft «Aist-2» is taken as an example. The operation and interaction of units of the scheme, as well as the principle of generation of signals with various types of modulation are described. The device developed is analyzed. The units that make the most undesirable changes in the frequency-amplitude characteristic of the output signal are identified. A method of combatting bandpass flatness of frequency-amplitude characteristics is described. The spectra of the output signal prior to and after frequency correction are presented. The process of origination of parasitic amplitude modulation in a digital computation synthesizer in the case of generating signals with frequencies close to the Nyquist rate is explained. A method of combatting parasitic amplitude modulation caused by the use of a digital attenuator in the digital computation synthesizer is also discussed. It is shown that the application of the methods proposed makes it possible to develop a special waveform generator that can ensure the required spectral characteristics of the signals.

Spectral characteristic; waveform generator; amplitude randomization; bandpass flatness; parasitic modulation; digital synthesizer.

Citation: Baraboshin A.Yu., Minaeva O.A. Generation of signals with prescribed spectral characteristics. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 124-130. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-124-130

References

1. Savitskaya M.P., Botnar L.B. *Analogovye elektronnyye ustroystva. Module 1:* [Analog electronic devices Module 1: Textbook]. Odessa: Odessa National O.S. Popov Academy of Telecommunications Publ., 2008. 108 p.
2. *Mikroskhema integral'naya 1508PL8T. Tekhnicheskoe opisanie* [Integrated circuit 1508PL8T. Datasheet]. Moscow: Open Joint-Stock Company Research and Development Center «ELVEES» Publ., 2012. 31 p.

АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ ФОРМИРОВАНИЯ МЕШАЮЩИХ ОТРАЖЕНИЙ ОТ ЗЕМЛИ ПРИ ОБНАРУЖЕНИИ НИЗКОЛЕТЯЩИХ ЦЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ ДВУХПОЗИЦИОННОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ

© 2016

С. А. Воронцова аспирант, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, cbeta116@mail.ru

Выявлено, что применение двухпозиционного режима работы радиолокационной станции снижает мощность мешающих отражений за счёт уменьшения количества и площади элементов земной поверхности, отражающих зондирующий сигнал. Мощность этих отражений в значительной степени определяет отношение сигнал/шум на входе приёмника бортовой радиолокационной станции и, как следствие, вероятность правильного обнаружения целей и точность определения их координат. На основе анализа особенностей формирования отражающих участков земной поверхности получены все возможные конфигурации этих участков и аналитические выражения для расчёта их площадей. В результате исследования получены специфические для двухпозиционной радиолокационной станции аналитические выражения и графики линий равных дальностей (изодоп) и линий равных доплеровских частот (изодоп), формирующих эти зоны. Это позволило разработать универсальный алгоритм расчёта мощности мешающих отражений при обнаружении низколетящих целей, пригодный для сравнительного анализа мощности отражений и характеристик обнаружения при различных конфигурациях взаимного расположения носителей приёмника, передатчика и цели, а также для сравнения характеристик обнаружения однопозиционной и двухпозиционной радиолокационных станций. В соответствии с этим алгоритмом проведены расчёты и построены графики зависимостей мощности мешающих отражений в полосе пропускания доплеровских фильтров от частоты их настройки, полученные в результате расчётов для однопозиционной и двухпозиционной радиолокационных станций.

Конфигурация участка мешающих отражений, площадь участка мешающих отражений, мощность мешающих отражений, поверхность Земли, двухпозиционная радиолокация, низколетящие воздушные цели, линии равных дальностей, линии равных доплеровских частот, высокая частота повторения импульсов.

Цитирование: Воронцова С.А. Анализ особенностей формирования мешающих отражений от Земли при обнаружении низколетящих целей с помощью двухпозиционной радиолокационной станции // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 131-142.
DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-131-142

Введение

Обнаружение низколетящих воздушных целей (ВЦ) бортовым радиолокатором сопровождается поступлением на вход приёмника мешающих отражений от подстилающей поверхности, мощность которых зачастую превышает мощность полезного сигнала, отражённого от цели. Это делает невозможным обнаружение целей в случаях, когда спектры мешающих отражений (МО) и сигналов от цели пересекаются. На рис. 1 изображён спектр сигналов на входе приёмника радиолокационной станции (РЛС), перемещающейся параллельно подстилающей поверхности [1].

Применение высокой частоты повторения импульсов F_n оказывается наиболее целесообразным в такой ситуации.

Преимущества импульсно-доплеровских РЛС заключаются в большом частотном интервале доплеровских приращений, свободном от мешающих отражений, и отсутствии зон «слепых» скоростей в отличие от РЛС с низкой частотой повторения. Важным преимуществом РЛС с высокой частотой повторения импульсов (ВЧПИ) является однозначность при определении скорости целей.

Основными недостатками таких РЛС являются необходимость создания антенн с очень низким уровнем боковых лепестков, так как по ним принимается значительная мощность МО. Кроме того, возникают определённые трудности при решении задачи устранения неоднозначности измерения дальности до воздушной цели и значительно увеличивается количество отражающих площадок в пределах дальности действия бортовой радиолокационной станции (БРЛС). Ясно, что с понижением частоты повторения импульсов, обеспечивающим однозначное измерение дальности, сократится интервал, свободный от мешающих отражений, поскольку сблизятся линии спектра излучаемого сигнала (рис. 1).

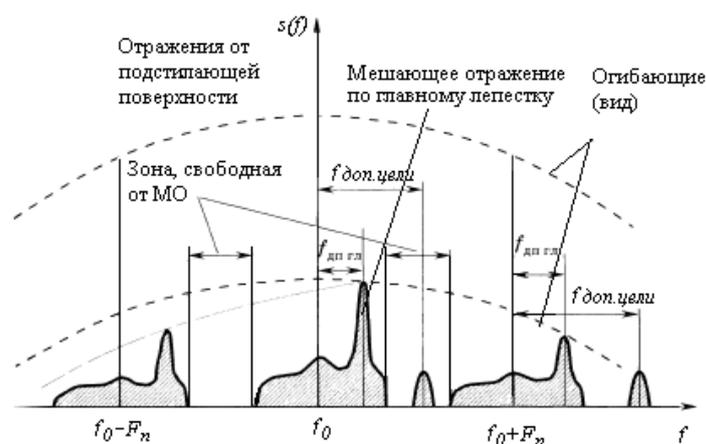


Рис. 1. Спектр сигналов на входе приёмника РЛС, перемещающейся параллельно подстилающей поверхности

Решение задачи видится в применении двухпозиционного режима работы РЛС, при котором разнесение в пространстве передающей и приёмной позиции существенно уменьшает количество и площадь элементов земной поверхности, одновременно «просматриваемых» лепестками диаграмм направленности как передающей, так и приёмной антенн (рис. 2).

Целью является выяснение особенностей формирования отражающих зон на поверхности Земли и получение алгоритма расчёта мощности мешающих отражений при двухпозиционном режиме работы бортовой радиолокационной станции. Алгоритм расчёта мощности мешающих отражений представляет интерес, так как позволяет построить характеристики обнаружения при заданном взаимном расположении носителей радиолокационной станции и цели.

Как известно, элементы разрешения на поверхности Земли представляют собой участки поверхности, ограниченные линиями равных доплеровских частот (изодопами) и линиями равных дальностей (изодалиями).

Формирование участков мешающих отражений от поверхности Земли

На рис. 2 показано пространственное расположение носителей передатчика (ПРД), приёмника (ПРМ) и основные участки характерных отражений от поверхности Земли для случая двухпозиционной радиолокации. При высокой частоте повторения импульсов в пределах дальности действия двухпозиционной радиолокационной станции (ДПРЛС) имеется значительное количество участков (полосок дальности), сигналы от которых поступают на вход приёмника [1]. Ширина данных полосок определяется разрешающей способностью по дальности. За счёт доплеровской селекции на поверх-

ности Земли выделяются только те участки поверхности, частоты отражений от которых попадают в полосу пропускания доплеровского фильтра системы обнаружения. Эти участки ограничены линиями, которые по форме похожи на гиперболы, и имеют ширину на поверхности Земли, эквивалентную ширине полосы пропускания доплеровского фильтра. При выполнении стробирования по дальности и селекции по доплеровской частоте сигналы МО от поверхности Земли на вход РЛС приходят только от участков пересечения квазигиперболических полосок и эллипсов дальности (заштрихованные участки на рис. 2).

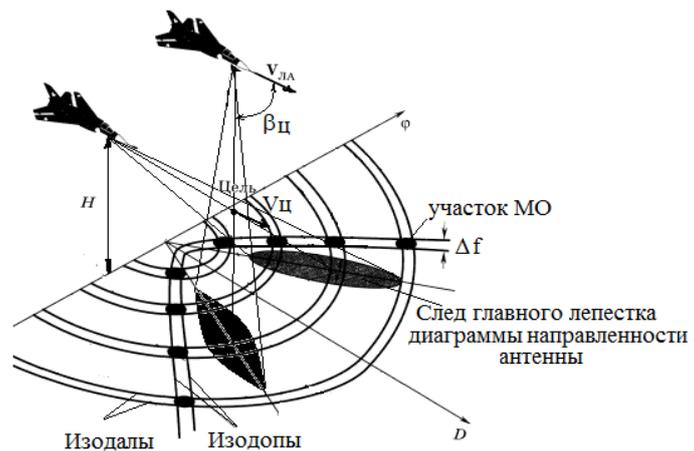


Рис. 2. Пространственное расположение носителей ПРД и ПРМ, характерные участки мешающих отражений от Земли для двухпозиционной РЛС при ВЧПИ

Формирование линий равных доплеровских частот для двухпозиционной РЛС

Известно, что при работе бортового однопозиционного радиолокатора обзора земной поверхности в импульсном режиме линии равных доплеровских частот (изодопы) представляют собой гиперболические полоски, являющиеся результатом сечения конических поверхностей равных доплеровских частот плоскостью Земли. Все сигналы, отражённые элементарными площадками в пределах данной i -й полоски, будут иметь одинаковую частоту

$$f_{дон.i} = f_{дон.i-1} + \Delta f ,$$

где Δf – полоса пропускания доплеровских фильтров приёмника.

В качестве примера на рис. 3, а слева построено семейство изодоп, соответствующих частотам Доплера отражённого от поверхности Земли зондирующего сигнала. Возникновение частот Доплера в данном случае обусловлено движением носителя ПРД.

В качестве примера на рис. 3, а справа приведены графики изодоп, соответствующих частотам Доплера, которые возникают в результате движения ПРМ. При этом предполагается, что отражённый от просматриваемого участка поверхности Земли сигнал имеет одинаковую частоту для всех элементов этого участка.

Для двухпозиционной РЛС линию равных доплеровских частот можно построить из точек пересечения изодоп, соответствующих частотам Доплера, которые возникают в результате движения носителя ПРД, с изодопами, соответствующими частотам Доплера, которые образуются в результате движения носителя ПРМ. При этом необходимо использовать для построения точки пересечения такие изодопы, для которых сумма

соответствующих им доплеровских частот (частота Доплера системы) является постоянной величиной ($f_{дон.сист.} = const$). В качестве примера на рис. 3, б построена образующая в результате пересечения соответствующих изодоп (рис. 3, а) линия равных доплеровских частот для ДПРС при высотах полёта носителей ПРД и ПРМ $H_T = H_R = 1$ км, базе $B = 1,5$ км и $f_{дон} = 9$ кГц.

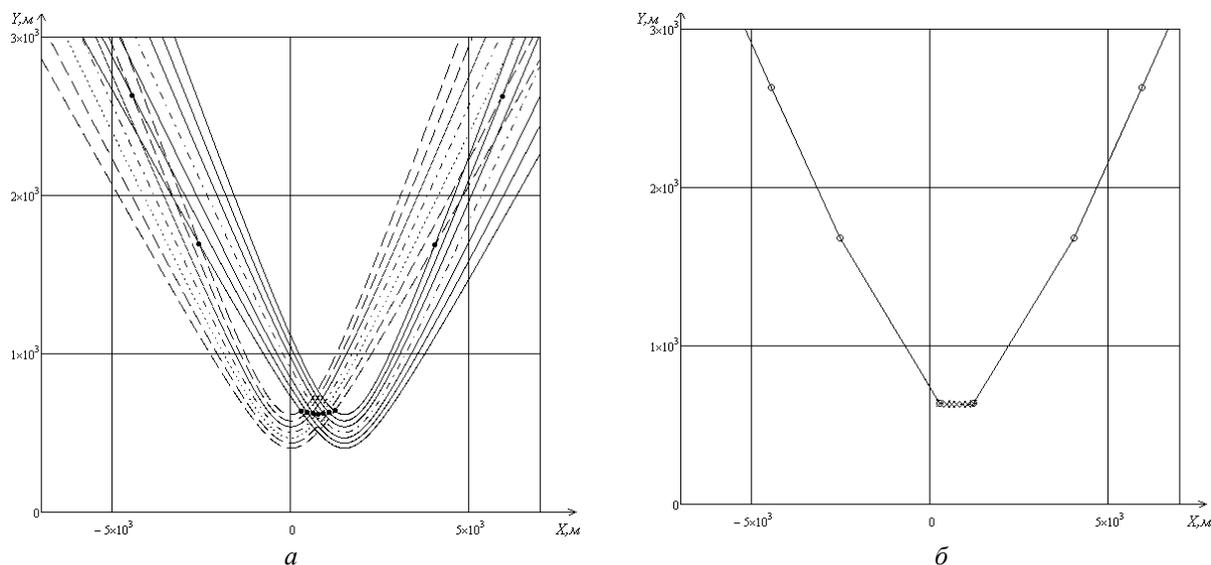


Рис. 3. Построение линий равных доплеровских частот для двухпозиционной РЛС:
 а – изодопы для носителей ПРД (слева) и ПРМ (справа);
 б – линии равных доплеровских частот для двухпозиционной РЛС

Запишем систему уравнений, состоящую из выраженных через переменную y формул для изодоп ПРМ и ПРД (гиперболы):

$$\begin{cases} y = \pm D_{Г2унТ} \sqrt{1 + (x + \Delta x)^2 / H_T^2}; \\ y = \pm D_{Г2унR} \sqrt{1 + x^2 / H_R^2}, \end{cases}$$

где Δx – проекция базы системы на поверхность Земли; $D_{Г2унТ}$ – кратчайшая горизонтальная дальность (наименьшая проекция наклонной дальности на плоскость Земли) от летательного аппарата (ЛА), являющегося носителем ПРД, до соответствующей изодопы ПРД; $D_{Г2унR}$ – кратчайшая горизонтальная дальность от ЛА, являющегося носителем ПРМ, до соответствующей изодопы ПРМ; H_T – высота полёта носителя ПРД; H_R – высота полёта носителя ПРМ.

Следует отметить, что для построения линии равных доплеровских частот двухпозиционной РЛС из точек пересечения линий равных доплеровских частот ПРД и ПРМ необходимо решить такое же количество систем уравнений, какое количество пар точек линии равных доплеровских частот двухпозиционной РЛС требуется получить. Таким образом параметры $D_{Г2унТ}(f_{дон.Т})$ и $D_{Г2унR}(f_{дон.Р})$ различны для точек пересечения x , так как зависят от частоты Доплера как для ПРМ, так и для ПРД:

$D_{Г2ун} = H \operatorname{ctg}(\arccos(\lambda f_{дон.} / V_{ЛА}))$, где λ – длина волны, м; $f_{дон.Р}$ – частота Доплера ПРМ, Гц; $f_{дон.Т} = f_{дон.сист.} - f_{дон.Р}$ – частота Доплера ПРД, Гц; $V_{ЛА}$ – скорость летательных аппаратов (носителей ПРМ и ПРД), м/с.

Решим систему, приравняв друг к другу её правые части:

$$D_{\Gamma_{2unT}} \sqrt{1 + (x + \Delta x)^2 / H_T^2} = D_{\Gamma_{2unR}} \sqrt{1 + x^2 / H_R^2}.$$

После подстановки $D_{\Gamma_{2un}}$ и возведения в квадрат получаем:

$$\begin{aligned} & \left(H_T \operatorname{ctg} \left(\arccos \left((f_{\text{дон.суст.}} - f_{\text{дон.Р}}) \lambda / v \right) \right) \right)^2 \left(1 + (x^2 + 2x\Delta x + \Delta x^2) / H_T^2 \right) = \\ & = \left(H_R \operatorname{ctg} \left(\arccos \left(f_{\text{дон.Р}} \lambda / v \right) \right) \right)^2 \left(1 + x^2 / H_R^2 \right). \end{aligned}$$

В качестве решения системы получили квадратное уравнение вида $ax^2 + bx + c = 0$ с параметрами a, b, c :

$$\begin{aligned} a &= D_{\Gamma_{2unT}}^2 / H_T^2 - D_{\Gamma_{2unR}}^2 / H_R^2, \\ b &= 2\Delta x D_{\Gamma_{2unT}}^2 / H_T^2, \\ c &= D_{\Gamma_{2unT}}^2 \left(1 + \Delta x^2 / H_T^2 \right) - D_{\Gamma_{2unR}}^2. \end{aligned}$$

Решением системы является пара точек пересечения:

$$x_{\text{пересеч.1,2}} = \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a}.$$

При $a = 0$ существует только одна точка пересечения:

$$x_{\text{пересеч.}} = \frac{-D_{\Gamma_{2unT}}^2 \left(1 + \Delta x^2 / H_T^2 \right) + D_{\Gamma_{2unR}}^2}{2\Delta x D_{\Gamma_{2unT}}^2 / H_T^2} = \frac{-D_{\Gamma_{2unT}}^2 \left(H_T^2 + \Delta x^2 \right) + D_{\Gamma_{2unR}}^2 H_T^2}{2\Delta x D_{\Gamma_{2unT}}^2}.$$

Так как решение системы зависит от параметров $D_{\Gamma_{2unT}}(f_{\text{дон.Т}})$ и $D_{\Gamma_{2unR}}(f_{\text{дон.Р}})$, то оно зависит от частоты $f_{\text{дон.Р}}$, которую невозможно в явном виде выразить из решения системы через $x_{\text{пересеч.}}$ с целью подстановки в одно из уравнений системы. Поэтому уравнение для линии равных доплеровских частот двухпозиционной РЛС является трансцендентным относительно переменной $x_{\text{пересеч.}}(f_{\text{дон.Р}})$ и может быть представлено в следующем виде:

$$y(f_{\text{дон.Р}}) = \left(H_R \operatorname{ctg} \left(\arccos \left(f_{\text{дон.Р}} \lambda / v \right) \right) \right)^2 \left(1 + \left(x_{\text{пересеч.}}(f_{\text{дон.Р}}) \right)^2 / H_R^2 \right).$$

Решить это уравнение возможно только численным методом. Задаём шаг для индекса k изменения доплеровской частоты $f_{\text{дон.Р}}$, вычисляем для каждого номера k соответствующие $x_{\text{пересеч.}}(k) = x_{\text{пересеч.}}(f_{\text{дон.Р}})$, подставляем в уравнение для изодопы $y(f_{\text{дон.Р}})$. Строим графики изодоп для $f_{\text{дон.Р}} = f_{\text{дон.мин}}$ и $f_{\text{дон.Р}} + \Delta f = f_{\text{дон.макс}}$, где Δf – полоса пропускания (ПП) доплеровского фильтра. Изложенный алгоритм позволяет получить графики для изодоп на поверхности Земли (рис. 3, б).

Формирование линий равных дальностей для двухпозиционной РЛС

Для вычисления площади участка мешающих отражений от поверхности Земли получим математические выражения для линии равных дальностей и построим их.

Поскольку высоты полёта носителей и расстояние между ними малы по сравнению с размерами земного шара, то участок земной поверхности, на фоне которого проводится обнаружение воздушной цели, для простоты можно считать частью плоскости. Линии равных дальностей, лежащие на земной поверхности, являются сечениями круговых эллипсоидов (полуоси b и c равны, фокусы в точках расположения ПРМ и ПРД)

плоскостью Земли XU и представляют собой эллипсы. Начало координат системы для эллипсоида совместим с точкой, лежащей на середине отрезка между фокусами, ось X проходит через фокусы, ось Y параллельна плоскости Земли. Чтобы перейти к новой системе координат с началом в точке расположения приёмника; плоскостью $\bar{X}\bar{Y}$, параллельной рассматриваемому участку земной поверхности; осью \bar{Z} , сонаправленной с высотой, воспользуемся уравнениями преобразования координат [2]:

$$\begin{cases} x(\bar{x}, \bar{y}) = B/2 + \bar{x} \cos \theta + \bar{y} \sin \theta, \\ y(\bar{y}) = \bar{y}, \\ z(\bar{x}, \bar{z}) = -\bar{x} \sin \theta + \bar{z} \cos \theta, \end{cases}$$

где \bar{x} , \bar{y} , \bar{z} – значения координат в новой системе отсчёта; B – база (расстояние между ПРД и ПРМ); H_R – высота полёта ПРМ; θ – угол между базой и проекцией базы на землю, причём ПРМ находится выше ПРД.

Чтобы получить выражение для линий равных дальностей (эллипсов), необходимо решить систему уравнений:

$$\begin{cases} \frac{x^2(\bar{x}, \bar{y})}{a^2} + \frac{y^2(\bar{y})}{b^2} + \frac{z^2(\bar{x}, \bar{z})}{c^2} = 1, \\ \bar{z} = -H_R. \end{cases}$$

Подставим x , y и z в систему:

$$\frac{[B/2 + \bar{x} \cos \theta + \bar{z} \sin \theta]^2}{a^2} + \frac{\bar{y}^2}{b^2} + \frac{[-\bar{x} \sin \theta + \bar{z} \cos \theta]^2}{c^2} = 1;$$

$$\frac{[B/2 + \bar{x} \cos \theta + \bar{z} \sin \theta]^2}{a^2} + \frac{\bar{y}^2}{b^2} = 1 - \frac{[-\bar{x} \sin \theta + \bar{z} \cos \theta]^2}{c^2};$$

$$\bar{y} = b \sqrt{1 - \frac{[-\bar{x} \sin \theta + \bar{z} \cos \theta]^2}{c^2} - \frac{[B/2 + \bar{x} \cos \theta + \bar{z} \sin \theta]^2}{a^2}}.$$

С учётом, что $c = b$ и $\bar{z} = -H_R$, получим уравнение линий равной дальности для двухпозиционной РЛС на земной поверхности:

$$\bar{y}_{эл.} = b \sqrt{1 - \frac{[-\bar{x} \sin \theta - H_R \cos \theta]^2}{b^2} - \frac{[B/2 + \bar{x} \cos \theta - H_R \sin \theta]^2}{a^2}}.$$

Получим выражения большой a и малой b полуоси для семейства эллипсоидов (линий равных дальностей двухпозиционной РЛС):

$$a_2(s) = \frac{D_{сум.2}}{2};$$

$$D_{сум.2} = D_{сум.ц.} + s c T_n + c \tau_u;$$

$$b_1(s) = \sqrt{a_1^2(s) - (B/2)^2}, \quad b_2(s) = \sqrt{a_2^2(s) - (B/2)^2}.$$

Здесь s – номер пары эллипсов, ограничивающих участок МО; $D_{сум.1}(s)$ – меньшая суммарная дальность от ПРД и ПРМ до участка МО; $D_{сум.2}(s)$ – большая суммарная дальность от ПРД и ПРМ до участка МО для эллипсов, ограничивающих участок МО, m ; τ_u – длительность импульса, c ; T_n – период повторения импульсов, c ; c – скорость

света, м/с; B – база (расстояние между ПРМ и ПРД); $D_{\text{сум.ц.}}$ – суммарное расстояние до цели от приёмника и передатчика.

На рис. 4 в качестве примера изображены рассчитанные по приведённому алгоритму линии равных дальностей при длительности импульса $\tau_u = 1$ мс, периоде повторения импульсов $T_n = 10$ мс, максимальной дальности 100 км и графики линий равных доплеровских частот для 19 доплеровских фильтров с $\Delta f = 1$ кГц при высоте носителей 2 км и базе 1,5 км для двухпозиционной РЛС, длина волны $\lambda = 0,03$ м, скорость полёта носителей 300 м/с. На рис. 4 также показаны направления главных лепестков (ГЛ) и двух ближайших боковых лепестков (БЛ) диаграмм направленности (ДН) ПРМ и ПРД, следы на земле ГЛ и БЛ1, ограниченные уровнем 0,7. Серым цветом выделены участки МО, сигнал от которых попадает в фильтр, соответствующий частоте Доплера 18 кГц, так как именно в этот фильтр будет поступать наиболее мощный сигнал по ГЛ ДН.

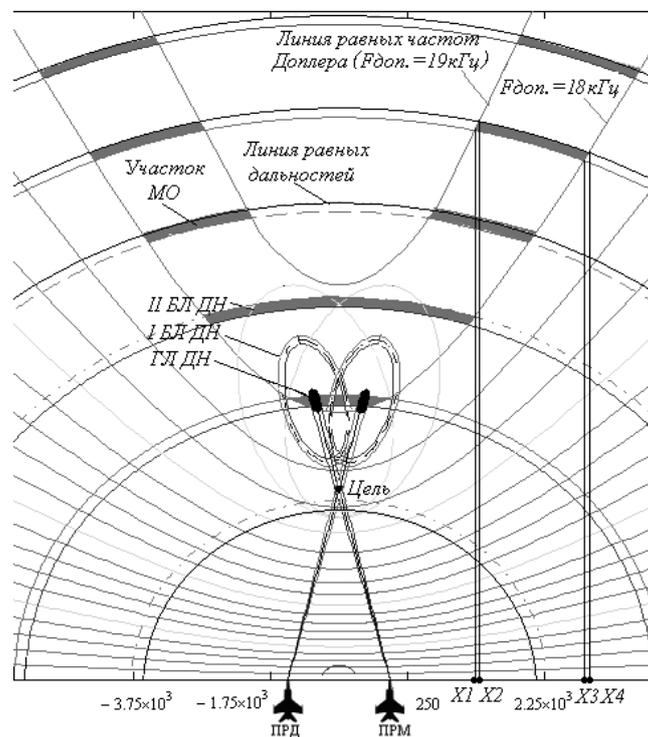


Рис. 4. Графики линий равных дальностей (эллипсы)

Вычисление площади участков МО, сигналы от которых попадают одновременно в выбранные стробы дальности и доплеровской частоты

Предлагается следующий алгоритм вычисления площади участков МО.

1. Находим абсциссы точек пересечения изодоп и изодалий (аргументы функций) с помощью последовательного перебора и сравнения ординат изодоп и изодалий для различных значений абсцисс, соответствующих номерам отсчётов k , до тех пор, пока значения ординат не станут равными. Равенство ординат означает, что изодопы и изодалии пересекаются в данной точке.

Здесь $x_1 = x(k_1)$ – точка пересечения второй изодопы, соответствующей $f_{дон.маx}$ в ПП доплеровского фильтра (ДФ), и первой изодалии, соответствующей фронту зондирующего импульса;

$x_2 = x(k_2)$ – точка пересечения второй изодопы, соответствующей $f_{дон.маx}$ в ПП ДФ, и второй изодалии, соответствующей спаду зондирующего импульса;

$x_3 = x(k_3)$ – точка пересечения первой изодопы, соответствующей $f_{дон.миn}$ в ПП ДФ, и первой изодалии, соответствующей фронту зондирующего импульса;

$x_4 = x(k_4)$ – точка пересечения первой изодопы, соответствующей $f_{дон.миn}$ в ПП ДФ, и второй изодалии, соответствующей спаду зондирующего импульса.

2. Вычисляем количество отсчётов u между соседними отсчётами k :

$$u_{\max} = \frac{\text{шаг } k}{\text{шаг } u} - \text{количество отсчётов } u.$$

3. Заменяем индекс k на соответствующий более высокой точности индекс m :

$$m(k, u) = k u_{\max} + u.$$

4. Вычисляем более точные значения точек

$$x_1 = x(m(k, u)), \quad x_2 = x(m(k_2, u_2)), \quad x_3 = x(m(k_3, u_3)), \quad x_4 = x(m(k_4, u_4)).$$

5. Находим площадь участка МО для левой (II, III четверть) и правой (I, IV четверть) стороны:

$$S_{MO} = S_1 + S_3 - S_2 - S_4.$$

Здесь

$$S_1 = \int_{x_1}^{x_2} D_{ГzumR} \sqrt{(1 + x^2/H_R^2)} dx - \text{площадь под квазигиперболой, соответствующей}$$

большой доплеровской частоте системы из пары квазигипербол, соответствующих границам ПП доплеровского фильтра;

$$S_2 = \int_{x_1}^{x_3} y_{эл1} dx - \text{площадь под первым эллипсом, соответствующим меньшей}$$

дальности из пары эллипсов, ограничивающих площадку МО;

$$S_3 = \int_{x_2}^{x_4} y_{эл2} dx - \text{площадь под вторым эллипсом, соответствующим большей дальности из пары эллипсов и отстоящим от первого эллипса на величину элемента разрешения};$$

меньшей доплеровской частоте из пары квазигипербол.

$$S_4 = \int_{x_3}^{x_4} D_{ГzumR} \sqrt{(1 + x^2/H_R^2)} dx - \text{площадь под квазигиперболой, соответствующей}$$

меньшей доплеровской частоте из пары квазигипербол.

Расчёт мощности мешающих отражений

Вычисляем координаты центров участков мешающих отражений, расположенных слева $(x_{cp.L}(s, n), y_{cp.L}(s, n))$ от линии пути ПРМ, то есть во II и III четвертях, и справа $(x_{cp.R}(s, n), y_{cp.R}(s, n))$ от линии пути ПРМ, то есть в I и IV четвертях, как среднее арифметическое минимальных и максимальных значений абсцисс и ординат точек, принадлежащих этому участку. Здесь s – номер по дальности и n – по частоте Доплера.

Выражения для координат центров участков МО могут быть представлены в следующем виде:

$$x_{cp.L}(s, n) = x_{cp.II(III)}(s, n) = \frac{x_L(m(k1, u1)) + x_L(m(k4, u4))}{2};$$

$$x_{cp.R}(s, n) = x_{cp.I(IV)}(s, n) = \frac{x_R(m(k1, u1)) + x_R(m(k4, u4))}{2};$$

$$y_{cp.L}(s, n) = \frac{y_L(m(k2, u2)) + y_L(m(k3, u3))}{2};$$

$$y_{cp.R}(s, n) = \frac{y(m_R(k2, u2)) + y(m(k3, u3))}{2}.$$

Определяем горизонтальную дальность до центра левой площадки от ПРД $\rho_{ПРД.L}(s, n)$ и от ПРМ $\rho_{ПРМ.L}(s, n)$ и горизонтальную дальность правой площадки от ПРД $\rho_{ПРД.R}(s, n)$ и от ПРМ $\rho_{ПРМ.R}(s, n)$:

$$\rho_{ПРД.L}(s, n) = \sqrt{(-x_{cp.L}(s, n) - B)^2 + y_{cp.L}^2(s, n)};$$

$$\rho_{ПРМ.L}(s, n) = \sqrt{x_{cpL}^2(s, n) + y_{cpL}^2(s, n)};$$

$$\rho_{ПРД.R}(s, n) = \sqrt{(x_{cpR}(s, n) + B)^2 + y_{cpR}^2(s, n)};$$

$$\rho_{ПРМ.R}(s, n) = \sqrt{x_{cpR}^2(s, n) + y_{cpR}^2(s, n)},$$

где B – база.

Угол места к центру левой φ_L и угол места к центру правой площадки МО φ_R от ПРД и ПРМ вычисляем согласно выражениям:

$$\varphi_L = \arctg(H / \rho_L(s, n));$$

$$\varphi_R = \arctg(H / \rho_R(s, n)).$$

Находим угол по азимуту к центру площадки (положительные углы откладываются влево по отношению к направлению полёта ЛА, а отрицательные – вправо) для ПРД и ПРМ:

$$\varphi_{аз.ПРД.I} = \arctg\left(\frac{x_{cpI}(s, n) + B}{y_{cpI}(s, n)}\right); \quad \varphi_{аз.ПРД.II} = \arctg\left(\frac{x_{cpII}(s, n) + B}{y_{cpII}(s, n)}\right);$$

$$\varphi_{аз.ПРД.III} = -\pi + \arctg\left(\frac{x_{cpIII}(s, n) + B}{y_{cpIII}(s, n)}\right); \quad \varphi_{аз.ПРД.IV} = \pi + \arctg\left(\frac{x_{cpIV}(s, n) + B}{y_{cpIV}(s, n)}\right);$$

$$\varphi_{аз.ПРМ.I} = \arctg\left(\frac{x_{cpI}(s, n)}{y_{cpI}(s, n)}\right); \quad \varphi_{аз.ПРМ.II} = \arctg\left(\frac{x_{cpII}(s, n)}{y_{cpII}(s, n)}\right);$$

$$\varphi_{аз.ПРМ.III} = -\pi + \arctg\left(\frac{x_{cpIII}(s, n)}{y_{cpIII}(s, n)}\right); \quad \varphi_{аз.ПРМ.IV} = \pi + \arctg\left(\frac{x_{cpIV}(s, n)}{y_{cpIV}(s, n)}\right).$$

Задаём угловое положение главного лепестка ДН для ПРД и ПРМ по азимуту $\alpha_{аз.ПРД,ПРМ}$ и углу места $\beta_{у.м.ПРД,ПРМ}$ в зависимости от положения цели, при этом отрицательные углы откладываются влево от направления полёта ЛА, а положительные – вправо.

Вычисляем пространственные углы между направлением на центр площадки (для I, II, III, IV четвертей) и направлением главного лепестка ДН ПРД и ПРМ [3]:

$$\theta_{I(II, III, IV)ПРД(ПРМ)} = \arccos \left[\frac{\cos(\varphi_{у.м.I(II, III, IV)}) \cos(\alpha_{аз.} - \varphi_{аз.I(II, III, IV)}) \cos(\beta_{у.м.} - \varphi_{у.м.проект.I(II, III, IV)})}{\cos(\varphi_{у.м.проект.I(II, III, IV)})} \right].$$

Вычисляем мощность мешающих отражений в первой и второй четвертях (с положительной доплеровской частотой):

$$PI(II) = \frac{P_{ПРД} G_a S_a FI(II)_{ПРД} (\theta I(II)) FI(II)_{ПРМ} (\theta I(II)) S_{плR}}{(4\pi)^2 R_{ПРД}^2 R_{ПРМ}^2} \sin(\varphi_{у.м.I(II)}),$$

где FI , FII – коэффициент направленного действия (КНД) антенны ПРМ (ПРД) в направлении на участки МО в первой и второй четвертях; G_a – коэффициент усиления антенны; S_a – эффективная площадь антенны; $P_{ПРД}$ – мощность передатчика; $S_{пл}$ – площадь правого участка МО; R_T, R_R – расстояние от ПРД и ПРМ до цели соответственно; $\varphi_{у.м.R}, \varphi_{у.м.L}$ – угол места направления на правый и левый участки МО соответственно.

Для проведения расчёта необходимо воспользоваться выражением для КНД конкретного типа антенн, например, круговой:

$$F(\theta) = \left| \frac{J_1(a \cdot \sin(\theta))(1 + \cos(\theta))}{a \cdot \sin(\theta)} \right|,$$

где $J_1(a \sin(\theta))$ – функция Бесселя первого порядка; a – радиус антенны, м.

Мощность МО в верхней полуплоскости участка поверхности Земли определяется как сумма мощностей для первой и второй четверти (с положительной доплеровской частотой):

$$P_{МО+} = PI + PII.$$

Вычисляем мощность мешающих отражений для четвертей нижней полуплоскости (с отрицательной доплеровской частотой) [3]:

$$PIII(IV) = \frac{P_{ПРД} G_a S_a FIII(IV)_{ПРД} (\theta III(IV)) FIII(IV)_{ПРМ} (\theta III(IV)) S_{плR}}{(4\pi)^2 R_{ПРД}^2 R_{ПРМ}^2} \sin(\varphi_{у.м.III(IV)}).$$

Находим мощность мешающих отражений в нижней полуплоскости путём сложения мощностей МО для третьей и четвёртой четверти:

$$P_{МО-} = PIII + PIV.$$

В качестве примера по разработанному алгоритму была рассчитана мощность мешающих отражений от участков земной поверхности в полосе пропускания доплеровских фильтров при одном произвольном положении цели для однопозиционного режима и двухпозиционного режима работы РЛС (рис. 5) при равных энергетических параметрах: дальность до цели, мощность передатчика, диаграммы направленности антенн.



Рис. 5. Зависимость мощности мешающих отражений в полосе пропускания доплеровских фильтров $\Delta f = 1$ кГц (спектральной плотности мощности) от частоты Доплера

На графиках прослеживается форма диаграммы направленности антенн ПРД и ПРМ (максимумы и минимумы), наибольший максимум попадает на ГЛ ДН. Наблюдается достаточно высокий уровень мощности на частотах, близких к нулю, что соответствует отражениям от участка земной поверхности, близкой к области, расположенной непосредственно под одним из летательных аппаратов.

Результаты расчётов показывают улучшение отношения сигнала к шуму на выходе ДПРЛС, что позволяет улучшить характеристики обнаружения для случая низколетящих целей без увеличения излучаемой мощности передатчика РЛС.

Заключение

Рассмотрены особенности формирования отражающих зон на поверхности Земли при двухпозиционном режиме работы бортовой радиолокационной станции, выяснены возможные конфигурации зон и разработан алгоритм расчёта мощности мешающих отражений. Алгоритм позволяет улучшить характеристики обнаружения низколетящих целей без увеличения излучаемой мощности передатчика радиолокационной станции. Анализ результатов расчёта мощности шумов на входе приёмника при различных вариантах взаимного расположения передатчика, приёмника и цели позволит для решения каждой конкретной задачи обнаружения оптимизировать траектории взаимного перемещения носителей передатчика и приёмника двухпозиционной радиолокационной станции.

Библиографический список

1. Дудник П.И., Ильчук А.Р., Татарский Б.Г. Многофункциональные радиолокационные системы. М.: Дрофа, 2007. 283 с.
2. Корн Г.А., Корн Т.М. Справочник по математике для научных работников и инженеров. Определения, теоремы, формулы. М.: Наука, 1978. 832 с.
3. Григорин-Рябов В.В., Васин В.В., Власов О.В., Дудник П.И., Степнов Б.М. Радиолокационные устройства (теория и принципы построения). М.: Советское радио, 1970. 680 с.

ANALYSIS OF THE FEATURES OF EARTH SURFACE CLUTTER FORMATION IN THE CASE OF LOW-FLYING TARGET DETECTION WITH THE USE OF A BISTATIC RADAR

© 2016

S. A. Vorontsova postgraduate student, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, cbeta116@mail.ru

It has been found that the usage of the bistatic mode makes it possible to reduce the power of clutter due to the decrease of the number and area of elements on the Earth surface that reflect the sounding signal. The power of these reflections to a large extent determines the signal / noise ratio at the input of the air-borne radar receiver and, as a result, the probability of correct detection of targets and accuracy of determining their coordinates. Based on the analysis of the features of the formation of reflecting patches on the Earth surface all possible configurations of these areas and analytical expressions for the calculation of their areas have been obtained. As a result of the study, analytical expressions and graphs of lines of equal distances (izodops) and lines of equal Doppler frequencies (izodals) forming these zones specific for a bistatic radar have been obtained. This has made it possible to develop a universal algorithm for calculating the power of clutter when detecting low-flying targets, which is useful for comparative analysis of the clutter power and detection characteristics for various configurations of the relative position of the receiver, transmitter and targets, as well as for comparing the detection characteristics of a monostatic and a bistatic radars. In accordance with this algorithm calculations have been performed and the graphs of dependency of the clutter power in the Doppler filter bandwidth on the frequency of their adjustment have been obtained as a result of the calculation for monostatic and bistatic radars.

Form of the ground clutter reflector, area of the ground clutter reflector, power of the clutter reflections, Earth surface, bistatic radar, low-flying air targets, lines of equal range, lines of equal Doppler frequencies, pulse-recurrence frequency.

Citation: Vorontsova S.A. Analysis of the features of Earth surface clutter formation in the case of low-flying target detection with the use of a bistatic radar. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 131-142. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-131-142

References

1. Dudnik P.I., Ilchuk A.R., Tatarskiy B.G. *Mnogofunktsional'nye radiolokatsionnye sistemy* [Multifunctional radar systems]. Moscow: Drofa Publ., 2007. 283 p.
2. Korn G.A., Korn T.M. *Mathematical Handbook for Scientists and Engineers. Definitions, Theorems, Formulas*. McGraw-Hill, 1968. 1130 p.
3. Grigorin-Riabov V.V., Vasin V.V., Vlasov O.V., Dudnik P.I., Stepnov B.M. *Radio-lokatsionnye ustroystva (teoriya i printsipy postroeniya)* [Radar devices (theory and design concepts)]. Moscow: Sovetskoe Radio Publ., 1970. 680 p.

РЕЗОНАНСНЫЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ С ШИРОТНО-ИМПУЛЬСНОЙ РЕГУЛИРОВКОЙ ВЫХОДНОГО НАПРЯЖЕНИЯ

© 2016

- Д. А. Ворох** аспирант, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, fallout2s@yandex.ru
- А. И. Махов** кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, Makhov37@mail.ru

Предложен резонансный преобразователь напряжения и способы широтно-импульсного (ШИМ) регулирования его выходного напряжения. Преобразователь имеет глубокий (до 90%) диапазон регулировки при высокой линейности, высокий коэффициент полезного действия (КПД) во всём диапазоне регулировки, малую (в 1,5...2 раза) перегрузку реактивных элементов, слабую зависимость выходного напряжения от нагрузки, малый (до 3%) уровень гармоник и переключение ключей при нулевом токе. Преобразователь может быть использован в качестве регулируемого в широких пределах эффективного источника питания или генератора гармонических колебаний с амплитудной модуляцией по входу при КПД более 70%. Рассматриваются теоретические аспекты работы резонансного преобразователя, отражены функции каждого элемента схемы. Для подтверждения теоретических основ работы схемы доказана возможность ШИМ регулирования выходного напряжения схемы. Проведено математическое моделирование на примере высокоэффективного источника вторичного электропитания и источника гармонических колебаний с низким уровнем гармоник и большой выходной мощности. Исследована практическая реализация схемы преобразователя, работающего по методу с центрированием импульсов и без центрирования. Даны рекомендации о применении рассмотренной схемы и методов в качестве законченного устройства.

Резонансные преобразователи напряжения, широтно-импульсная регулировка, источник питания, генератор гармонических колебаний, коэффициент гармоник.

Цитирование: Ворох Д.А., Махов А.И. Резонансный преобразователь с широтно-импульсной регулировкой выходного напряжения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 143-152. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-143-152

Введение

Резонансные преобразователи напряжения – это генераторы с внешним возбуждением (ГВВ), работающие в ключевом режиме на гармониках напряжения, в отличие от классических генераторов, работающих на гармониках тока (получаемых путем отсечки тока генератора), и генераторов с синтезированием синусоиды.

Структурная схема резонансного ГВВ представлена на рис. 1. Она содержит блок активных элементов (БАЭ), возбудитель (В) и колебательную цепь (КЦ) с нагрузкой R . Питание БАЭ осуществляется от источника питания (ИП). Нагрузка может быть подключена через выпрямитель, что на свойства ГВВ практически не влияет.

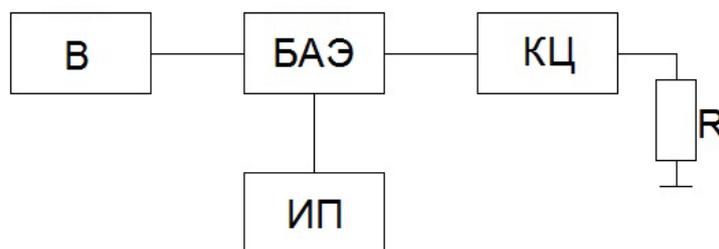


Рис. 1. Структурная схема ГВВ

Блок активных элементов выполняет функцию генератора гармоник напряжения, возбудитель – импульсный генератор, управляющий работой ключей БАЭ, колебательная цепь выделяет первую гармонику напряжения и подавляет высшие. Генератором гармоник напряжения является мостовая схема, часто используемая в преобразователях, генерирующая на выходе напряжение типа меандра с высоким коэффициентом полезного действия. Это напряжение – чередование разнополярных прямоугольных импульсов одинаковой амплитуды U и длительности τ с небольшим пробелом между импульсами («мёртвое время» порядка 3-4% от длительности импульсов). Отличительной чертой этого колебания является отсутствие постоянной составляющей и чётных гармоник. Амплитуды нечётных гармоник следующие:

$$U_1 = \frac{4}{\pi} U; \quad U_3 = \frac{1}{3} U_1; \quad U_5 = \frac{1}{5} U_1; \dots$$

Резонансный преобразователь нормально работает и имеет хорошие свойства, если длительность возбуждающих импульсов с точностью до «мёртвого времени» равна полупериоду колебаний моста. При изменении длительности этих импульсов (например, с целью регулировки выходного напряжения) «мёртвое время» увеличивается и режим колебаний нарушается.

Фирмой Texas Instruments предложен фазовый способ регулировки напряжения резонансного преобразователя [1]. При этом длительность возбуждающих импульсов не изменяется, а изменяется фаза между импульсами левой пары относительно импульсов правой пары ключей моста. Длительность импульсов на выходе моста пропорциональна сдвигу фаз. При этом свободные колебания не нарушаются. Недостатком является то, что при сдвиге фаз «мёртвое время» прерывает ток ключей, что может нарушить процесс регулировки.

В работе [2] предложена схема резонансного ключевого преобразователя напряжения с частотной регулировкой напряжения. Эта схема может быть использована только при преобразовании постоянного напряжения в постоянное и, кроме того, имеет сложную колебательную цепь.

Считается, что ШИМ регулировка резонансного преобразователя, то есть регулировка путём изменения «мёртвого времени», невозможна, так как нарушает колебательный процесс в системе. Но оказалось, что ШИМ регулировка возможна, если принять соответствующие меры для обеспечения свободных колебаний.

Целью статьи является исследование резонансного преобразователя с ШИМ регулировкой выходного напряжения.

Основная часть

На рис. 2 представлена силовая часть резонансного преобразователя [3]. Она содержит мост на четырёх ключах VT1– VT4 с обратными диодами VD1– VD4; колебательную цепь, состоящую из последовательного L1, C1, R и параллельного L2, C2, R контуров, и трансформатор Tr с нагрузкой R. Обратные диоды, вместе с другими мерами, служат не только для защиты активных элементов, но и обеспечивают свободные колебания при выключении ключей. Колебательная цепь – полосовой фильтр четвёртого порядка с хорошей избирательностью и малой перегрузкой реактивных элементов (добротность звеньев $Q = 1,5 \dots 2$). Фильтр обеспечивает также слабую зависимость напряжения от величины нагрузки. Параллельный контур образован из индуктивности трансформатора L2 и всего одной добавочной ёмкости C2, то есть с малыми затратами по сравнению с известными схемами. Кроме того, для обеспечения свободных колебаний одна пара ключей (верхняя или нижняя) – регулируемая, а вторая пара (нижняя или верхняя) – нерегулируемая.

Длительность нерегулируемых импульсов равна полупериоду резонансных колебаний $T_0/2$ и на величину «мёртвого» времени меньше полупериода колебаний моста $T/2$ (как для нерегулируемого преобразователя).

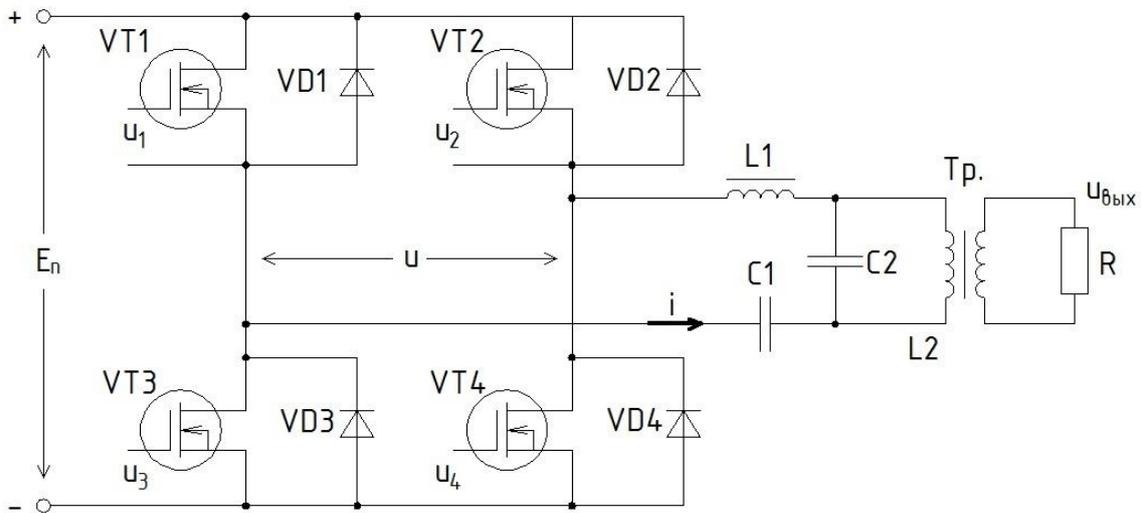


Рис. 2. Схема силовой части резонансного преобразователя напряжения

В зависимости от местоположения импульсов на временной оси имеем два способа управления:

1. У всех импульсов совпадают передние фронты.
2. Все импульсы центрированы.

Работа преобразователя по первому способу управления поясняется диаграммами (рис. 3). Ключи VT1, VT2 – регулируемые и длительность импульсов u_1, u_2 – переменная (τ); ключи VT3, VT4 – нерегулируемые и длительность импульсов u_3, u_4 – максимальная (T_0). u – напряжение и i – ток на выходе моста (на входе колебательной цепи), $u_{\text{вых}}$ – выходное напряжение преобразователя на нагрузке R . t_M – «мёртвое время», т.е. время, в течение которого все транзисторы в схеме закрыты.

Работа преобразователя происходит следующим образом. В первом полупериоде и других нечётных полупериодах включены ключи VT1 и VT4. В результате на колебательную цепь КЦ поступает регулируемый импульс напряжения u . Этот импульс можно представить как сумму двух скачков напряжения бесконечной длительности. При подаче положительного скачка напряжения на вход КЦ в ней возникают вынужденные колебания и ток i нарастает по гармоническому закону. При появлении отрицательного скачка напряжения в цепи КЦ – VT4 – VD3 – КЦ возникают свободные колебания и ток уменьшается также по гармоническому закону до нуля. Это происходит при любой длительности регулирующих импульсов. Во втором полупериоде и других чётных полупериодах то же самое происходит при включении ключей VT2 и VT3.

Свободные колебания в схеме не прерываются, а переключения производятся при нулевом токе. Представленные импульсы тока эффективно фильтруются колебательной цепью и на выходе КЦ имеем гармоническое напряжение с амплитудой, пропорциональной длительности регулирующих импульсов.

Работа преобразователя по второму способу управления поясняется временными диаграммами (рис. 4). Ключи VT1, VT2 – регулируемые и длительность импульсов u_1, u_2 – переменная (τ); ключи VT3, VT4 – нерегулируемые и длительность импульсов u_3, u_4 – максимальная (T_0). Все импульсы центрированы.

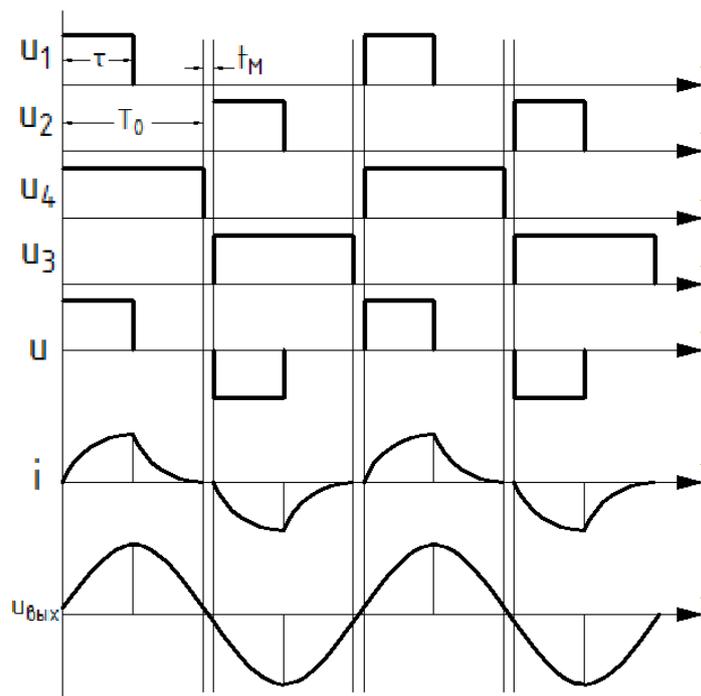


Рис. 3. Временные диаграммы преобразователя напряжения с управлением по первому способу

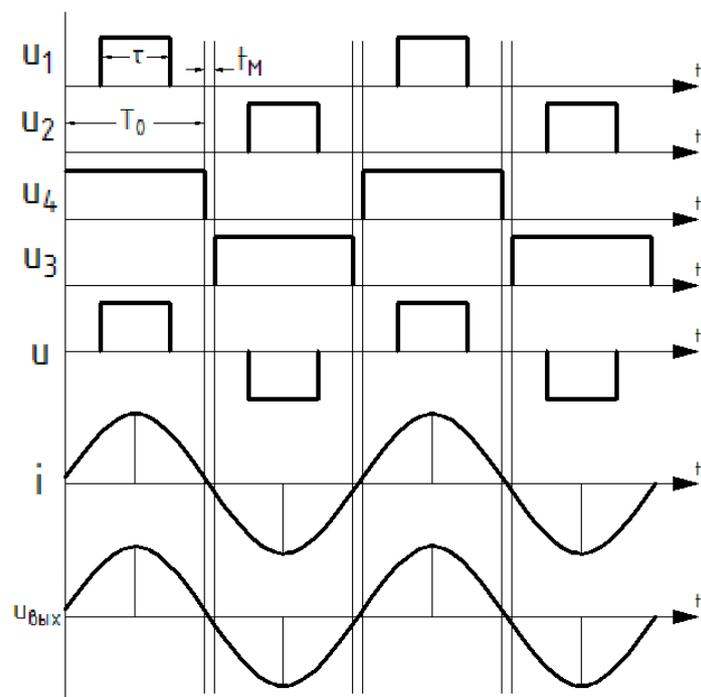


Рис. 4. Временные диаграммы преобразователя напряжения с управлением по второму способу

Работа преобразователя происходит следующим образом. При включении регулирующих и других ключей в порядке, показанном на диаграммах (рис. 4), на входе колебательной цепи получаем импульсное напряжение u с центрированными относительно полупериодов импульсами. Это напряжение можно представить в виде суммы нечётных гармоник – 1,3,5... Колебательная цепь пропускает в нагрузку только первую гармонику напряжения, в результате имеем только ток первой гармоники i . При отключении управляющих ключей в первом и других нечётных полупериодах ток КЦ не прерывается и проходит по пути КЦ – VT4 – VD3 – КЦ, а при отключении регулирующих ключей во втором и других чётных полупериодах ток проходит по пути КЦ – VT3 – VD4 – КЦ. Таким образом, в преобразователе напряжения с управлением по второму способу имеем соответствующие настройке колебательной цепи гармонические ток и напряжение на её выходе. Можно ожидать следующие свойства резонансных преобразователей, предложенных в [3]:

- глубокое ШИМ регулирование выходного напряжения;
- высокий КПД благодаря ключевому режиму;
- малый уровень гармоник в выходном напряжении благодаря фильтру четвёртого порядка;
- независимость амплитуды выходного напряжения от величины нагрузки;
- малая перегрузка реактивных элементов КЦ;
- небольшое усложнение в схеме по сравнению с известными (одна дополнительная ёмкость);
- переключение ключей моста происходит при нулевом токе.

С целью исследования предложенного резонансного преобразователя напряжения проведено цифровое моделирование схемы его силовой части. В качестве управляемых ключей VT1-VT4 использовались транзисторы марки IRF630. Индуктивности колебательной цепи L1 и L2 равны 95,5 и 42,5 мкГн соответственно. Ёмкости колебательной цепи C1 и C2 равны 106 и 237 нФ соответственно. Нагрузка подключалась к колебательной цепи через трансформатор, первичной обмоткой которого была катушка L2. Коэффициент трансформации равен единице.

На входы ключей подаются управляющие импульсы в соответствии с временными диаграммами (рис. 3, 4).

Параметры моделирования:

- напряжение питания $E_{п} = 26,4$ В;
- номинальное сопротивление нагрузки $R_{ном} = 20$ Ом;
- резонансная частота КЦ $f_o = 50$ кГц;
- добротности контуров $Q1 = Q2 = 1,5$.

Длительность регулируемых импульсов изменялась от 1 до 100% полупериода резонансной частоты $T_o/2$, сопротивление нагрузки изменялось от $0,1R_{ном}$ до почти холостого хода ($500 R_{ном}$).

На рис. 5, 6 представлены полученные при моделировании осциллограммы сигналов для первого и второго способов управления соответственно для случая длительности импульсов, равной четверти периода резонансной частоты $\tau = 0,5T_o$, $R = R_{ном}$, что соответствует половине номинальной мощности. Из рис. 5, 6 видно, что свободные колебания в схеме преобразователя не нарушаются, а переключение ключей происходит при нулевом токе моста. Видно полное совпадение осциллограмм, полученных при моделировании, с диаграммами, полученными на основе анализа переходных процессов в реактивных компонентах схемы (рис. 3, 4). Тем самым показана возможность ШИМ регулировки выходного напряжения резонансного ключевого преобразователя.

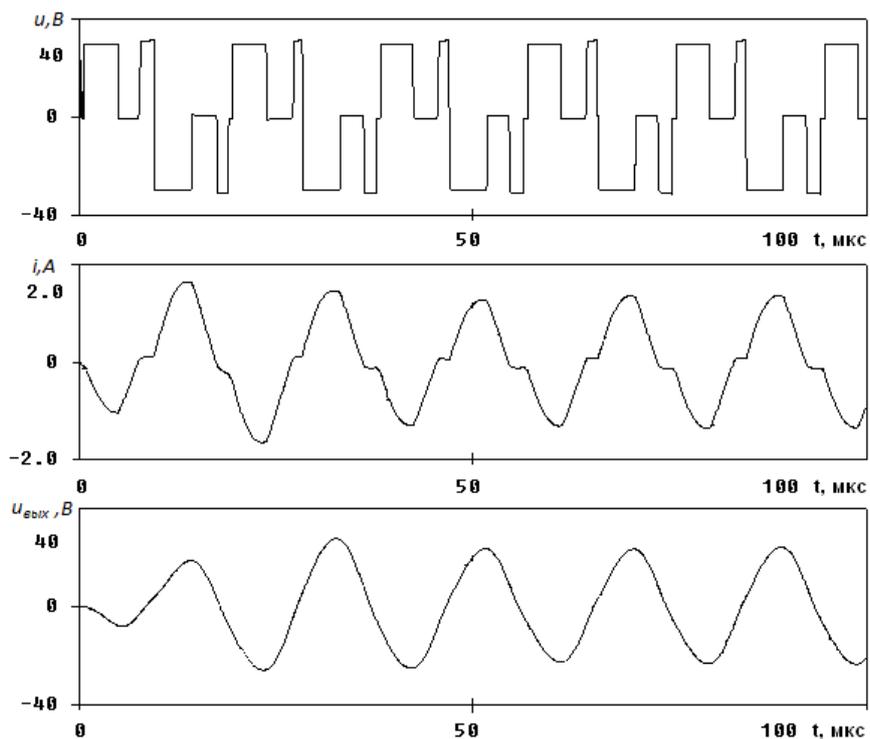


Рис. 5. Осциллограммы сигналов преобразователя напряжения с управлением по первому способу

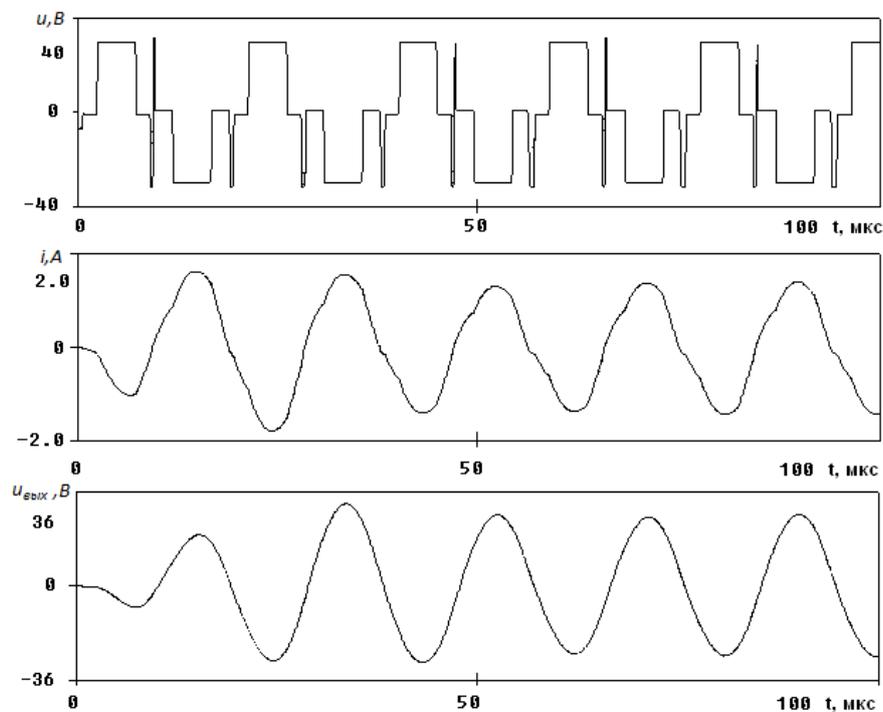


Рис. 6. Осциллограммы сигналов преобразователя напряжения с управлением по второму способу

На рис. 7 представлены зависимости выходного напряжения и КПД преобразователя от величины сопротивления нагрузки для первого способа управления. Здесь значения $U_{\text{вых.э}}$ и КПД_э, показанные точками, соответствуют экспериментальным данным, а кривые $U_{\text{вых.м}}$ и КПД_м получены при моделировании.

Из рис. 7 видна весьма слабая зависимость амплитуды выходного напряжения от сопротивления нагрузки, а КПД снижается при весьма больших сопротивлениях, где это не имеет значения.

На рис. 8 представлены нагрузочные характеристики для второго способа управления. Видно, что ни выходное напряжение, ни КПД практически не зависят от сопротивления нагрузки.

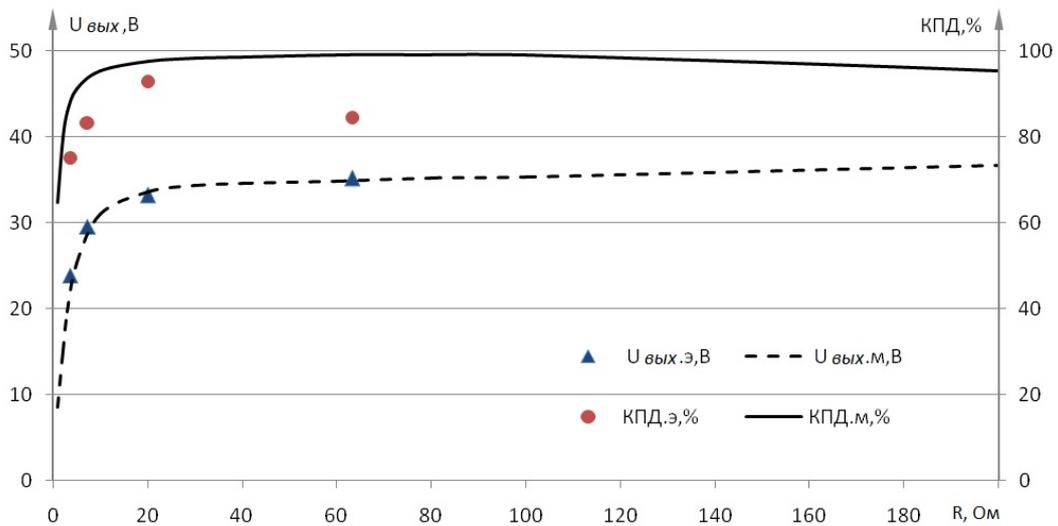


Рис. 7. Нагрузочные характеристики резонансного преобразователя напряжения с управлением по первому способу

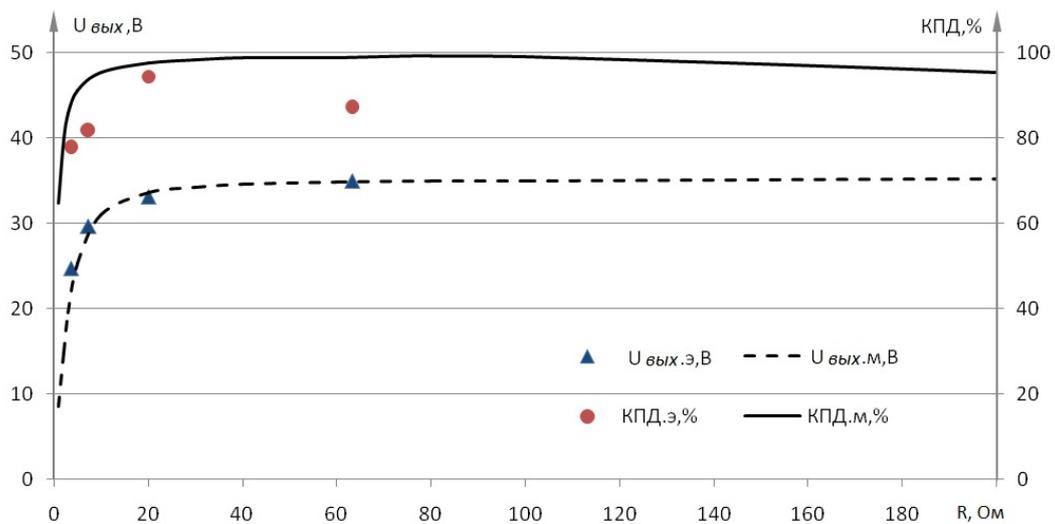


Рис. 8. Нагрузочные характеристики резонансного преобразователя напряжения с управлением по второму способу

На рис. 9 представлены регулировочные характеристики для первого способа управления. Видно, что глубина регулировки более 90% – при высокой линейности и КПД более 70% – при глубине регулировки до 80%.

На рис. 10 представлены регулировочные характеристики для второго способа управления. Видно, что глубина регулировки также более 90% при высокой линейности и КПД более 75%.

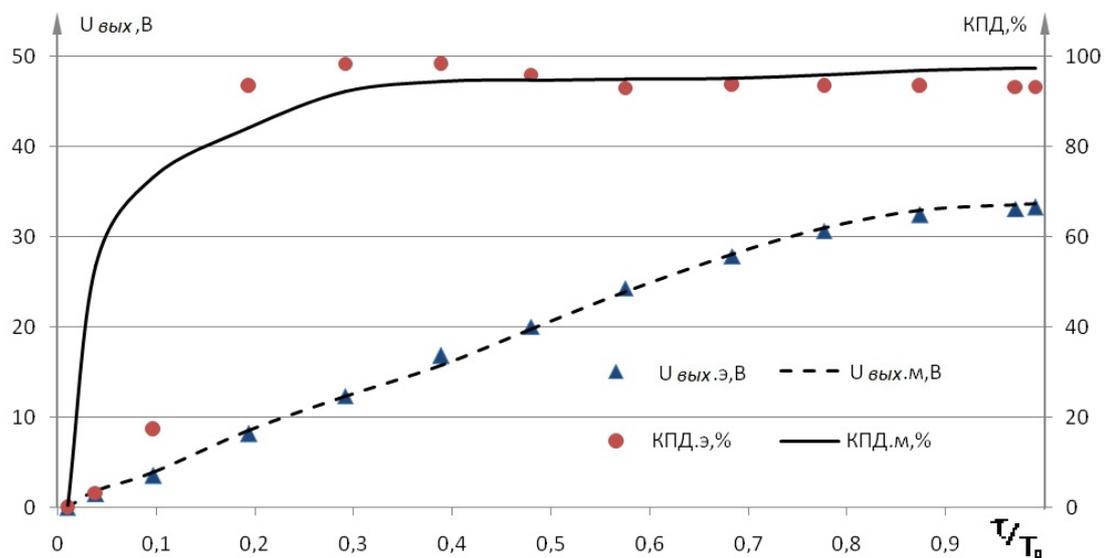


Рис. 9. Регулировочные характеристики резонансного преобразователя напряжения с управлением по первому способу

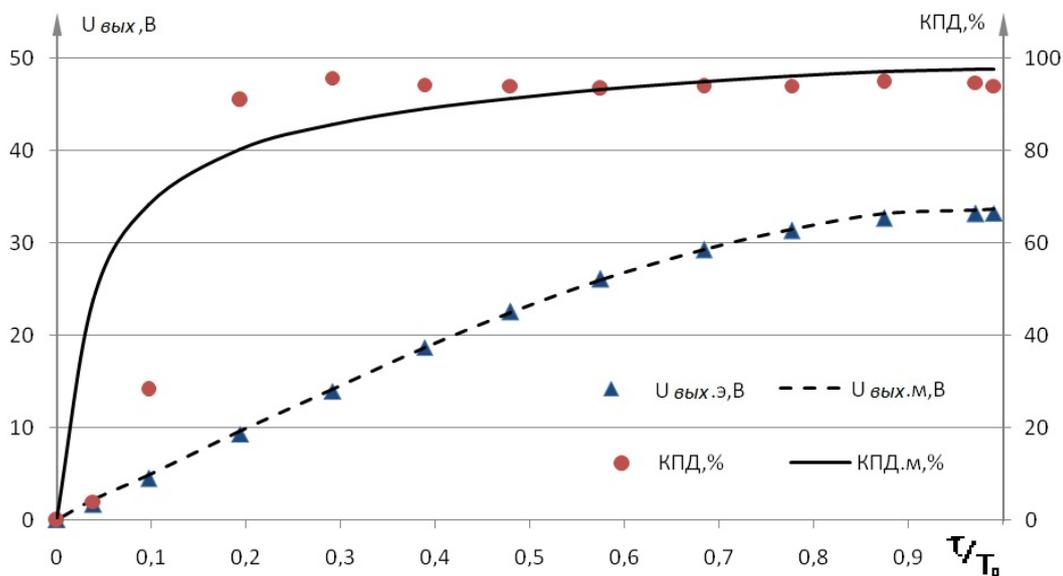


Рис. 10. Регулировочные характеристики резонансного преобразователя напряжения с управлением по второму способу

Следует отдельно отметить, что при всех экспериментах, результаты которых изображены на рис. 7-10, значения $U_{\text{вых}}$ и КПД не принимали нулевых значений.

На рис. 11 показано изменение относительного уровня третьей гармоники в зависимости от уровня регулировки выходного напряжения. Для первого способа управления получен уровень гармоник от 1,5 до 9% при изменении выходного напряжения от $U_{\text{ном}}$ до $0,1U_{\text{ном}}$, а для второго способа – от 1,5 до 3%.

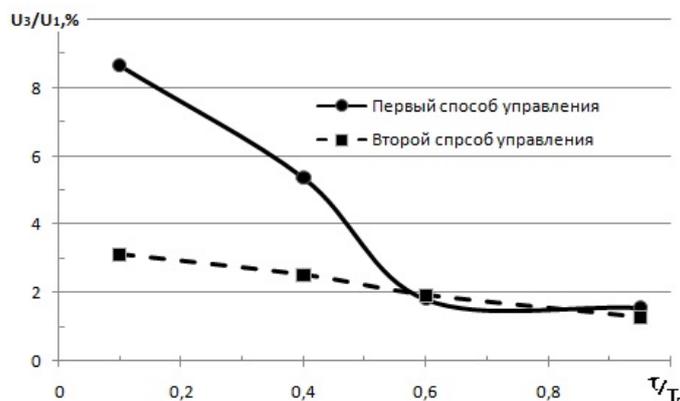


Рис. 11. Коэффициент гармоник резонансного преобразователя напряжения с управлением по первому и второму способам

Заключение

По результатам проведённых исследований подтверждены следующие свойства преобразователей:

- диапазон регулировки выходного напряжения достигает 90% при высокой линейности;
- высокий КПД – больше 95% при $U_{\text{ном}}$, $R_{\text{ном}}$ и не менее 75% – во всём диапазоне регулировки напряжения;
- слабое влияние величины нагрузки на выходное напряжение и КПД;
- малая перегрузка реактивных элементов (в 1,5... 2,0 раза);
- малый уровень гармоник в выходном напряжении, что позволяет рекомендовать первый способ управления для преобразователей постоянного напряжения в постоянное, а второй способ – для построения эффективных генераторов гармонических колебаний.

Библиографический список

1. UC1875-SP Rad-Tolerant Class-V, Phase Shift Resonant Controller. <http://www.ti.com/lit/ds/symlink/uc1875.pdf>
2. Мустафа Г.М., Ильинский А.Д., Крашенинин П.Ю., Чистилин С.В. Высоковольтный преобразователь постоянного напряжения с фильтрокомпенсирующей цепью и способ управления его выходной мощностью: патент РФ № 2335841; опублик. 10.10.2008; бюл. № 28.
3. Махов А.И. Резонансный преобразователь постоянного напряжения в постоянное и переменное и способ управления его выходным напряжением: патент РФ № 2459342; опублик. 20.08.2012; бюл. № 23.

RESONANT CONVERTER WITH PWM OUTPUT VOLTAGE ADJUSTMENT

© 2016

D. A. Vorokh postgraduate student, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, fallout2s@yandex.ru

A. I. Makhov Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, Makhov37@mail.ru

A resonant voltage converter and ways of pulse width (PWM) adjustment of its output voltage are proposed in the paper. The converter has a deep (up to 90%) control range with high linearity, a high efficiency factor in the entire range of adjustment, small (1.5 ... 2 times) overload of reactive elements, weak dependence of the output voltage on the load, a low (up to 3%) level of harmonics and switching keys at zero current. The converter can be used as an efficient power supply adjustable over a wide range or a generator of harmonic oscillations with amplitude modulation on the input with an efficiency factor of over 70%. Theoretical aspects of the operation of the resonant converter are discussed and the functions of each element of the converter circuit are described in detail. The possibility of PWM control of the circuit output voltage is confirmed. Mathematical modeling is carried out using the example of highly efficient power supply and a secondary source of harmonic oscillations with low harmonics and high output power. Practical implementation of the converter circuit, operating according to the method of pulses with and without centering is analyzed. Recommendations on the optimum use of the scheme and methods considered as a complete unit are given.

Resonant voltage converters voltage pulse width control, PWM, power supply, generator of harmonic oscillations, harmonic factor.

Citation: Vorokh D.A., Makhov A.I. Resonant converter with PWM output voltage adjustment. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 143-152.
DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-143-152

References

1. UC1875-SP Rad-Tolerant Class-V, Phase Shift Resonant Controller. Available at: <http://www.ti.com/lit/ds/symlink/uc1875.pdf>
2. Mustafa G.M., Ilinskij A.D., Krashenin P.Ju., Chistilin S.V. *Vysokovol'tnyy preobrazovatel' postoyannogo napryazheniya s fil'trokompensiruyushchey tsep'yu i sposob upravleniya ego vykhodnoy moshchnost'yu* [High-voltage DC voltage converter with filter-compensating circuit and method of controlling its output power]. Patent RF, no. 2335841, 2008. (Publ. 10.10.2008, bull. no. 28).
3. Makhov A.I. *Rezonansnyy preobrazovatel' postoyannogo napryazheniya v postoyannoe i peremnoe i sposob upravleniya ego vykhodnym napryazheniem* [Resonant converter of DC voltage into DC and AC and method to control its output voltage]. Patent RF, no. 2459342, 2012. (Publ. 20.08.2012, bull. no. 23).

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ АНТЕННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ АНТЕННЫ L- И Р-ДИАПАЗОНА

© 2016

О. В. Горячкин доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой теоретических основ радиотехники и связи, Поволжский государственный университет телекоммуникаций и информатики, г. Самара, gor@psati.ru

И. В. Маслов аспирант кафедры теоретических основ радиотехники и связи, Поволжский государственный университет телекоммуникаций и информатики, г. Самара, macloff@mail.ru

В статье приводится анализ возможных вариантов конструкций антенной системы (АС) для космического радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА) в L- и Р-диапазонах. Проведён анализ современного состояния создания космических аппаратов (КА) с РСА L- и Р-диапазонов, в которых используются достаточно большие раскладывающиеся конструкции антенн. Показано, что для получения высоких тактико-технических (ТТХ) показателей РСА в L- и Р-диапазонах используются большие раскладывающиеся рефлекторы диаметром до 15 метров. Далее рассматриваются варианты антенных систем и проводится их сравнение с целью определения наилучшего сочетания с точки зрения получаемых характеристик и конструктивной сложности. В статье предложена АС, использующая в качестве элементов антенной решётки (АР) антенны типа Уда-Яги. Показана возможность создания космической системы (КС), состоящей из нескольких унифицированных малых космических аппаратов (МКА) с РСА L- и Р-диапазона на борту.

Дистанционное зондирование Земли, радиолокатор с синтезированной апертурой, Р-диапазон, L-диапазон, малые космические аппараты.

Цитирование: Горячкин О.В., Маслов И.В. Особенности конструкции антенной системы для космического радиолокатора с синтезированной апертурой антенны L- и Р-диапазона // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 153-162. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-153-162

Введение

Многолетний международный опыт использования космических РСА показывает, что L, Р диапазоны являются оптимальными при решении многочисленных научных, природоресурсных и большинства прикладных задач, а также предпочтительным и при интерферометрических исследованиях. К таковым относятся исследования растительных покровов (лесов), большой круг задач в области гидрологии, гляциологии, геологии, океанографии [1-4].

К основным особенностям использования «длинноволновых» РСА относят необходимость наличия полного поляризационного базиса, повышающего чувствительность измерений к объёмной структуре, и преимущественной ориентации отражателей в поверхностном слое, позволяющей существенно улучшить интерпретацию измерений. Широкая полоса захвата уменьшает интервал между съёмками выбранной территории, повышая оперативность наблюдений. Этим же обеспечивается быстрое глобальное покрытие районов Крайнего Севера, что важно для гляциологических исследований при обеспечении ледовой навигации.

В связи с использованием дециметровых диапазонов длин волн антенны РСА должны иметь большую площадь реальной апертуры. Поэтому облик космического аппарата и возможность выведения его на орбиту будут, в основном, определяться конструкцией антенной системы бортового радиолокационного комплекса (БРЛК), особенно в Р-диапазоне.

Целью данной работы является сравнение нескольких вариантов построения антенной системы БРЛК L- и P-диапазонов с учётом их радиотехнических параметров, габаритных размеров и физической реализуемости раскладной конструкции:

- активная фазированная антенная решётка (АФАР);
- гибридная зеркальная антенна (ГЗА) с облучателем в виде АФАР (или ФАР);
- антенная решётка из элементов в виде антенн Уда-Яги.

Исходные данные для расчёта размеров АС для РСА выбраны следующими:

1. Пространственное разрешение около 3...5 метров в L-диапазоне и около 10 метров в P-диапазоне.

2. Суммарная неоднозначность не хуже минус 20...25 дБ, что позволяет обеспечить высокое качество радиолокационных данных.

3. Обеспечение чувствительности не хуже минус 25 дБ на дальней границе полосы обзора.

Анализ конструктивных особенностей космических РСА L-диапазона

В настоящее время L-диапазон является наиболее исследованным (освоенным) в космических системах с РСА и в то же время самым низкочастотным диапазоном, который используется для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). В табл. 1 приведены характеристики КА с РСА L- и P- диапазонов настоящего времени и ближайшего будущего. При этом реализация РСА в P-диапазоне пока только планируется, и возможно первым космическим радаром будет бистатический РЛК на МКА «АИСТ-2Д».

Таблица 1. Характеристики КА с РСА L- и P- диапазонов

Система-прототип	Tandem-L (2КА) (2020 г.)	ALOS-2 (2014 г.)	SAOCOM (2КА) (2015, 2016 г.)	MAPSAR	TerraSAR-L	Biomass (2018 г.)
Тип инструмента наблюдения	РСА L-диапазон					РСА P-диапазон
Полоса частот	84 МГц					6 МГц
Антенная система	ГЗА ЦАФАР диаметр 15 м	АФАР 10×3 м	АФАР 10×3,5 м	ГЗА 7,5×5 м	АФАР 11×2.86 м	ГЗА ФАР диаметр 12 м
Ориентировочная удельная масса рефлектора, кг/м ²	0,4...0,5	-	-	2	-	0,4...0,5
Масса, кг	~1500	КА 2000 РСА < 660	КА 1500	КА 520 РСА 280	КА 2800	КА 1200 РСА 300
Высота орбиты, км	760	628	630	620	630	634...666
Режим съёмки, пространственное разрешение, полоса захвата	<3×3 м, 350 км <1×3 м, 50 км	ПР 1×3 м, 25×25 км МР 3...10 м, 50...70 км СР 100 м, 350 км/490 км	МР 7-10 м СР 60...100, 390 км	МР 3...20 м, 20...55 км	МР 5 × 9 м, 40 км СР 50 м, >200 км	МР < 50×60 м 60 км
Чувствительность, σ^0 , дБ	-	-28, -26	-25	-23...-30	-30	-27...-30
ПР – прожекторный режим, МР – маршрутный режим, СР – сканирующий режим						

Основные расчёты проводились для базового («классического») маршрутного режима работы РСА, который позволяет оценить характеристики АС как «пространственного» фильтра и при практически равных условиях сравнить разные варианты РСА. Современные РСА являются многорежимными комплексами, решающими широкий круг задач. Так для повышения разрешения применяется прожекторный режим съёмки, позволяющий достигать разрешения до 1 м по азимуту, а для увеличения полосы захвата и повышения оперативности съёмки заданных районов применяется обзорный режим со сканированием по углу места. Реализация режимов, отличных от базового, в основном, определяется цифровой «начинкой» РСА и её сложностью. Поэтому в статье сравнение проводилось только в маршрутном режиме.

В соответствии с регламентом радиосвязи полоса частот, разрешённая для использования в космической радиолокации в L-диапазоне – 84 МГц, позволяет говорить о возможности достижения хорошего разрешения по поверхностной дальности, в зависимости от угла визирования, до 3 м. В азимутальной плоскости разрешение до 3 м обеспечивается соответствующим режимом работы РСА.

Исходя из заданных требований, был выбран размер полотна АФАР РСА L-диапазона (по горизонтали) по азимуту 10 м и по углу места (по вертикали) 3,6 м. Предельное разрешение в маршрутном режиме по азимуту ограничено 5 м. Для улучшения разрешения по азимуту необходимо использовать прожекторный режим съёмки с электронным сканированием лучом по азимуту (и/или программный разворот КА).

На рис. 1 представлены КА с АФАР L-диапазона со схожими характеристиками и размерами АФАР.

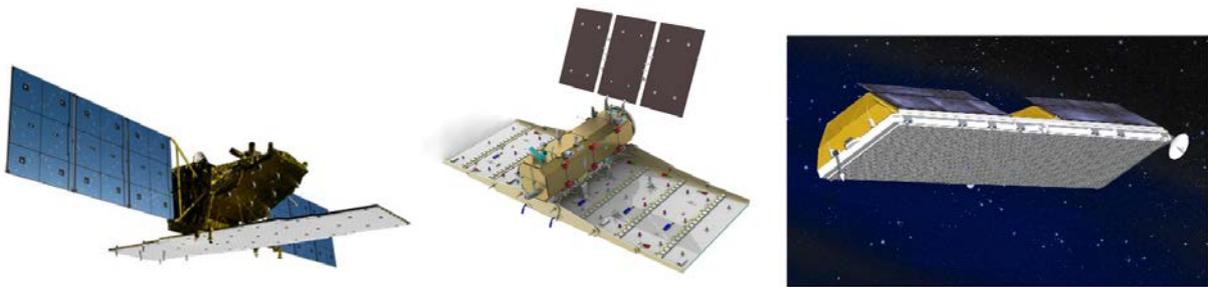


Рис. 1. КА Alos-2 [1], КА SAOCOM [2], КА TerraSAR-L [3]

Рассматриваются два варианта раскладывающегося рефлектора для РСА L-диапазона на базе ГЗА, близкие по характеристикам, но различающиеся геометрической формой (квадратный с размером 6×6 м и круглый с диаметром 7 м), влияющей на схему раскрытия [8]. При использовании зеркальной антенной системы есть возможность отказаться от прожекторного режима, так как оптимальное разрешение (около 3 м) достигается в маршрутном режиме.

Возможна реализация и прожекторного режима, но только не за счёт электронного сканирования по углу азимута, а за счёт динамического разворота КА и отслеживания заданного участка местности.

Для реализации обзорного режима, с целью увеличения полосы захвата и оперативности получаемых данных, необходима реализация электронного сканирования только по углу места (облучатель в виде АФАР).

Полоса захвата в обоих вариантах лежит в пределах 25...45 км с пространственным разрешением от 3 до 7 м в зависимости от угла визирования.

В целом оба варианта удовлетворяют заданным исходным данным и в дальнейшем выбор рефлектора будет определяться возможностью физической реализуемости.

Дополнительно, для сравнения, рассмотрен рефлектор диаметром 15 м. Полоса захвата в пределах 10...30 км с пространственным разрешением $7,5 \times (2,2...6,9)$ м в зависимости от угла визирования. Стоит отметить, что хотя данная система и обеспечивает высокое разрешение по дальности (до 2 м) и имеет хорошие энергетические показатели при больших углах визирования, но она имеет маленькую полосу захвата и пространственное разрешение в маршрутном режиме не лучше 7,5 м. Для компенсации указанных недостатков и реализации всего потенциала такого рефлектора в качестве облучателя должна обязательно использоваться АФАР с возможностью цифрового формирования луча.

На рис. 2 представлены системы-прототипы с ГЗА L-диапазона, различающиеся конструктивным исполнением АС.

В табл. 2 представлены основные результаты расчёта для всех рассматриваемых антенных систем в L-диапазоне.

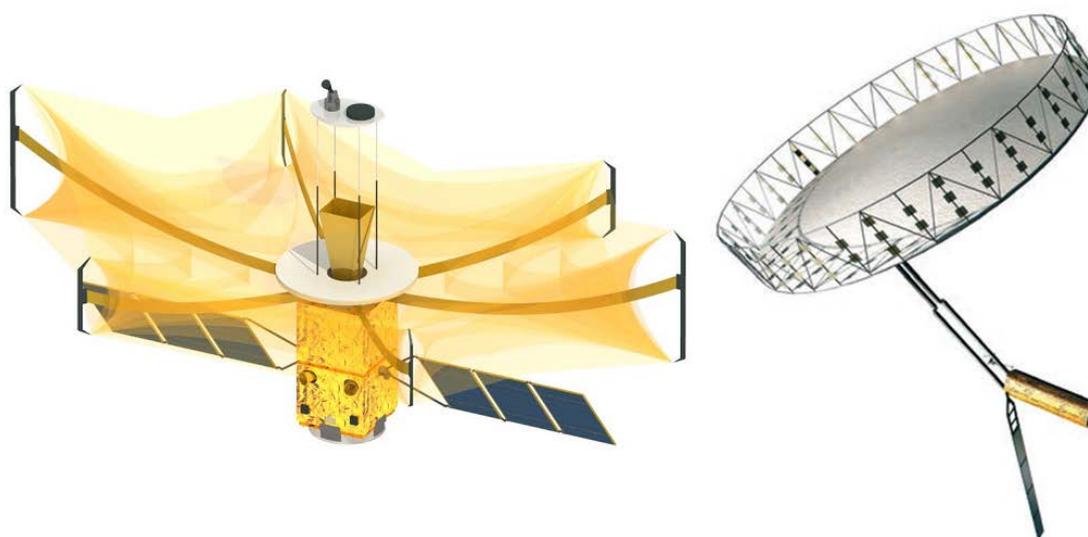


Рис. 2. КА MAPSAR (слева) $7,5 \times 5$ м [4],
КА Tandem-L (справа) с рефлектором типа Astromesh диаметром 15 м [5]

Таблица 2. Результаты расчёта АС

Тип инструмента наблюдения	РСА L-диапазон (полоса частот 84 МГц)			
	Предельное разрешение по наклонной дальности 1,8 м			
Антенная система	АФАР	ГЗА АФАР		
	10×3,6 м	диаметр 7 м	рефлектор 6×6 м	диаметр 15 м
Площадь, м ²	36	38,5	36	176
Полоса обзора, км	410	475	410	750
Полоса захвата, км	47...73	24...43	28...46	10...30
Пространственное разрешение, м	$5 \times (2,7...6,9)$	$3,5 \times (2,5...6,9)$	$3 \times (2,7...6,9)$	$7,5 \times (2,2...6,9)$
Чувствительность РСА, σ^0 , дБ	-25	-25	-25	-30
Импульсная мощность, кВт	6	6,4	6	6
Соотношение С/Ш для точечной цели 10 м ² , дБ	23,2	25,5	25,9	27,8
Радиометрическое разрешение для распределённой цели, (-20 дБ), дБ	3,6	3,6	3,6	3,2
Площадь съёмки за сутки, млн. км ²	3...4,7	1,5...2,7	1,7...2,9	0,63...1,9

Анализ конструктивных особенностей космических РСА Р-диапазона

Основная сложность реализации РСА Р-диапазона заключается в необходимости использования антенных систем с большой площадью раскрытия. Кроме этого, трудно реализуемым режимом является прожекторный режим со сканированием в азимутальной плоскости как за счёт электронного сканирования, так и за счёт программных разворотов КА. Поэтому маршрутный режим съёмки будет являться основным режимом работы для БРЛК Р-диапазона. Также немаловажным требованием к БРЛК Р-диапазона является обеспечение полнополяриметрического режима для повышения дешифрующих свойств радиолокационных данных.

В соответствии с регламентом радиосвязи полоса частот, разрешённая для использования в космической радиолокации в Р-диапазоне, составляет 6 МГц, но по согласованию с ГКРЧ возможно отступление от регламента и расширение полосы частот до 30 МГц. В связи с этим ТТХ для БРЛК Р-диапазона рассматриваются в двух вариантах – с полосой 6 и 30 МГц. При использовании полосы частот 6 МГц может быть достигнуто максимальное пространственное разрешение по дальности около 35 м на дальнем краю полосы обзора. В экспериментальных режимах может быть достигнуто пространственное разрешение около 7...8 м (при применении адаптивных алгоритмов) при использовании полосы частот 30 МГц.

В табл. 3, 4 представлены основные результаты расчёта для всех рассматриваемых антенных систем в Р-диапазоне.

Исходя из приведённых выше требований, был выбран размер ФАР РСА Р-диапазона 21 на 3,6 м.

На рис. 3 представлена возможная схема разложения и общая компоновка КА. Для РСА Р-диапазона на базе ГЗА были рассмотрены два варианта раскладывающегося рефлектора размером 12×12 м и диаметром 12 м, близкие по характеристикам, но различающиеся геометрическими параметрами, влияющими на схему раскрытия. Полоса захвата в обоих вариантах лежит в пределах 40...80 км в зависимости от угла визирования. Возможна реализация более широкой полосы при использовании излучателя в виде небольшой АФАР (или ФАР).

На рис. 4 представлена система-прототип по исследованию биомассы Земли Европейского Космического Агентства [7]. В основу положен рефлектор (диаметр 12 м), сходный по конструкции с готовыми коммерческими рефлекторами от компании Harris Corporation (HC) и Northrop Grumman (NG). Предполагается, что из двух вариантов будет выбран вид антенной системы.

Дополнительно рассмотрен рефлектор диаметром 15 м. Такая антенная система характеризуется большой полосой обзора (690 км), полосой захвата в пределах 34...84 км с максимальным пространственным разрешением по азимуту 7,5 м и чувствительностью не менее 30 дБ при максимальных углах падения. Также для повышения ТТХ данной системы желательно использование излучателя в виде АФАР.

Для сравнения с остальными вариантами в табл. 2, 3, 4 представлены основные расчётные значения для РСА Р-диапазона на базе АР из элементов в виде антенн Уда-Яги, предложенные ПГУТИ, как развитие задела, созданного при реализации бистатического РСА на МКА «АИСТ-2Д», разработанного и изготовленного кооперацией ПГУТИ и СОНИИР (г. Самара).

Таблица 3. Результаты расчёта АС для полосы 6 МГц

Тип инструмента наблюдения	РСА Р-диапазон (полоса частот 6 МГц) Предельное разрешение по наклонной дальности 25 м				
	АФАР	ГЗА АФАР			АР Уда-Яги
Антенная система	21×3,6 м	12×12 м	диаметр 12 м	диаметр 15 м	10 антенн
Площадь, м ²	76	144	113	176	-
Полоса обзора, км	370	485	485	690	410
Полоса захвата, км	142...185	43...80	43...80	34...84	140...180
Пространственное разрешение, м	10,5×(38...96)	6×(33...73)	6×(33...73)	7,5×(30...73)	6×(35...73)
Чувствительность РСА, σ^0 , дБ	-30	-30	-30	-30	-30
Импульсная мощность, кВт	0,8	0,4	0,8	0,6	1,1
Соотношение С/Ш для точечной цели 10 м ² , дБ	13,8	16,7	16,7	16,5	16,3
Радиометрическое разрешение для распределённой цели, (-20 дБ), дБ	3,2	3,2	3,2	3,2	3,2

Таблица 4. Результаты расчёта АС для полосы 30 МГц

Тип инструмента наблюдения	РСА Р-диапазон (полоса частот 30 МГц) Предельное разрешение по наклонной дальности 5 м				
	АФАР	ГЗА АФАР			АР Уда-Яги
Антенная система	21×3,6 м	12×12 м	диаметр 12 м	диаметр 15 м	10 антенн
Площадь, м ²	76	144	113	176	-
Полоса обзора, км	370	485	485	690	410
Полоса захвата, км	142...185	43...80	43...80	34...84	140...180
Пространственное разрешение, м	10,5×(7,7...19,3)	6×(6,7...15)	6×(6,7...15)	7,5×(6,3...15)	6×(12...18)
Чувствительность РСА, σ^0 , дБ	-27	-27	-27	-27	-27
Импульсная мощность, кВт	1,8	0,88	1,6	1,08	2,1
Соотношение С/Ш для точечной цели 10 м ² , дБ	17,8	21	21	20,3	20
Радиометрическое разрешение для распределённой цели, (-20 дБ), дБ	3,4	3,4	3,4	3,4	3,4

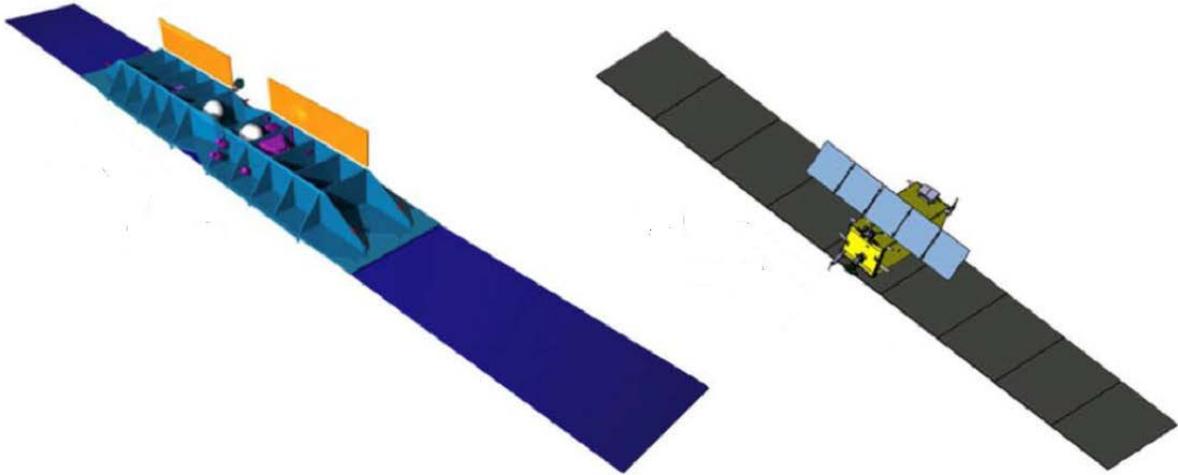


Рис. 3. ФАР, складываемая пополам вместе с платформой КА (слева); ФАР состоит из нескольких панелей складываемых панелей (справа) [6]

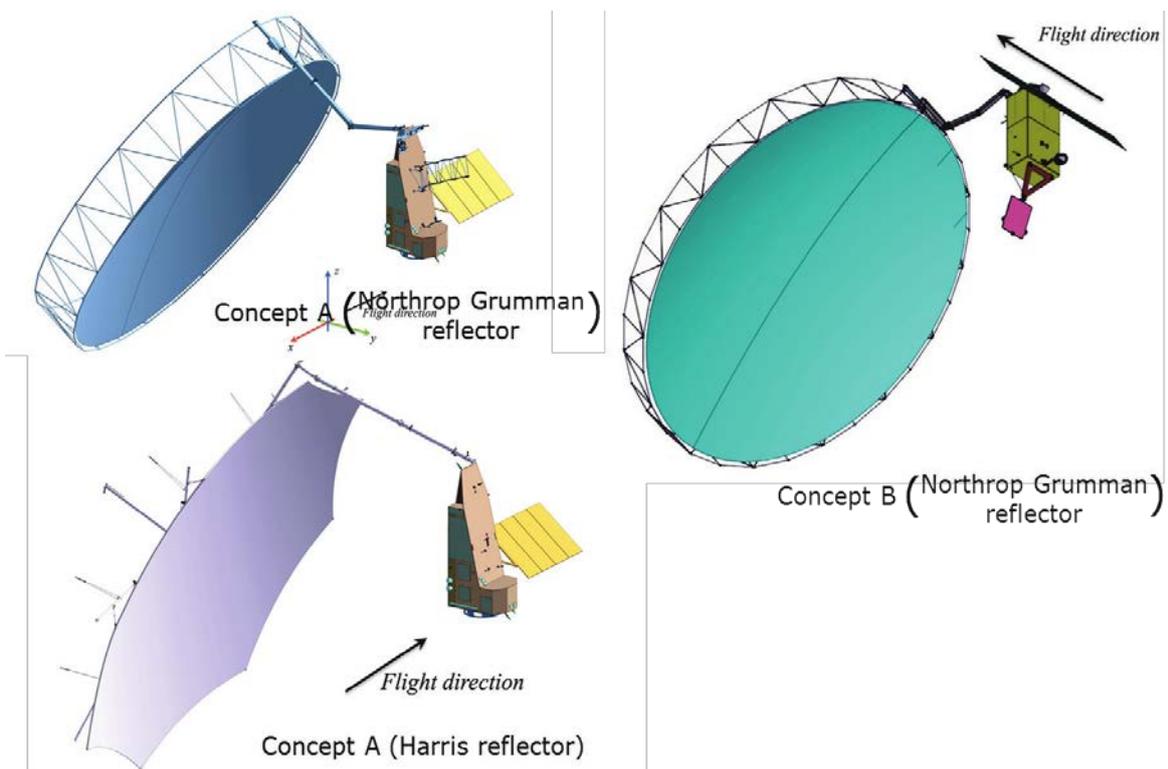


Рис. 4. Варианты КА BIOMASS (диаметр зеркала 12 м) по исследованию биомассы Земли

На рис. 5 показан вариант КА с антенной решёткой Р-диапазона, состоящей из 10 одинаковых антенн длиной около 4,5 м, где возможно использование в качестве передающей системы передатчиков, аналогичных РПДУ из состава РЛК изделия «АИСТ-2Д». Из-за габаритных ограничений предполагается использовать раскладывающуюся конструкцию для крайних антенн.

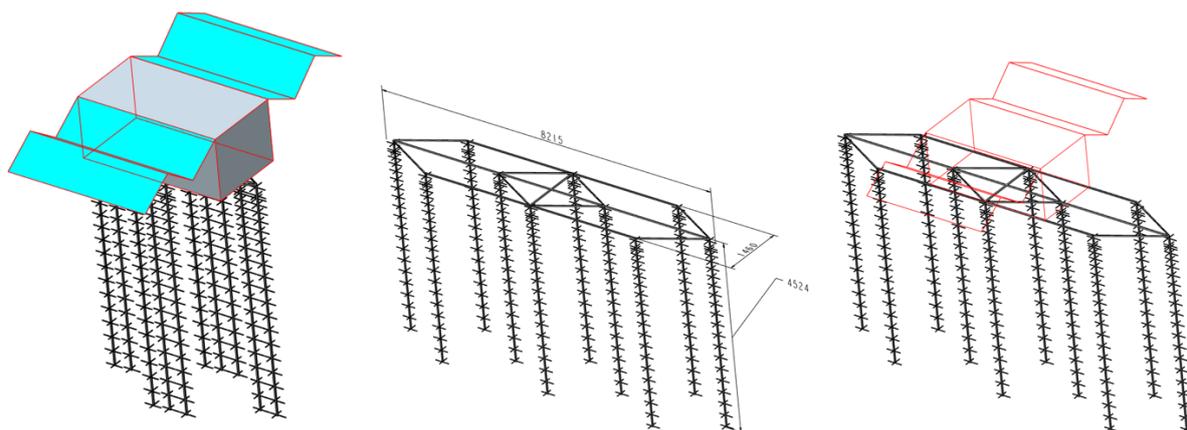


Рис. 5. Вариант КА с БРЛК Р-диапазона с 10 антеннами типа Уда-Яги, сложенное и разложенное состояние

Основной особенностью КА с РСА указанных диапазонов является необходимость использования достаточно больших по площади АС. Для получения приемлемого значения полосы обзора и энергопотенциала системы в целом эффективная площадь антенны должна составлять не менее 36 м^2 в L-диапазоне и 75 м^2 – в Р-диапазоне при высоте орбиты не более 700 км.

Заключение

Из проведённого анализа применительно к размещению РЛК на МКА (до 1000 кг) при обеспечении запуска ракетой-носителем типа «Союз-2.1а» можно сделать следующие выводы.

Для построения РСА L-диапазона предпочтителен вариант использования жёстко закреплённой на корпусе МКА ГЗА с простым облучателем или в виде «небольшой» АФАР, позволяющей реализовывать электронное сканирование по углу места. При этом относительно небольшие размеры рефлектора позволяют достаточно просто реализовать складывающуюся конструкцию. Это позволит повысить оперативность получения данных за счёт одновременного запуска 2-3 унифицированных МКА и создания на их основе космической системы.

Для построения РСА Р-диапазона показана возможность использования достаточно конструктивно простой АС из антенн типа Уда-Яги, которая имеет ряд преимуществ перед «традиционными» АС типа АФАР и ГЗА. Показана возможность отказа от сложных и дорогостоящих раскладывающихся конструкций, что приведёт к общему конструктивному упрощению КА. Кроме того, гарантируется минимальная деградация характеристик антенной системы под воздействием неблагоприятных факторов космического пространства, в том числе микрометеоров.

Реализация РСА L- и Р-диапазонов на МКА не только оправдано конструктивна, но и повышает оперативность получения данных и производительность КС, созданной на их основе.

Библиографический список

1. Shimada M., KANKAKU Y., Watanabe M., Motooka T. Current Status of the ALOS-2/PALSAR-2 and the CALVAL Program. http://sarcv.ceos.org/site_media/media/documents/Current_Status_of_ALOS-2_M.Shimada.pdf

2. Tandem-L. Satellite Mission Proposal for Monitoring Dynamic Processes on the Earth's Surface.

http://www.dlr.de/hr/en/Portaldata/32/Resources/dokumente/broschueren/Tandem-L_web_Broschuere2014_en.pdf

3. Heliere F., Fois F., Arcioni M., Bensi P., Fehringer M., Scipal K. Biomass P-band SAR interferometric mission selected as 7th Earth Explorer Mission // EUSAR 2014 – 10th European Conference on Synthetic Aperture Radar. 2014. P. 1152-1155.

4. Armand N.A., Goriachkin O.V., Van't Klooster K., Makridenko L.A., Neiman I.S., Osipov I.G., Shishanov A., Zakharov A.I. Alternative of Active Array Technology Use in Spaceborne L-band SAR // EUSAR 2000 – 3rd European Conference on Synthetic Aperture Radar. 2000. P. 369-372.

5. SAOCOM Mission and SMAP Cal/Val Site. Marc Thibeault CONAE. http://smap.jpl.nasa.gov/files/smap2/24_Thibeault.pdf

6. Zink M. The TerraSAR-L Interferometric Mission Objectives. http://earth.esa.int/fringe03/proceedings/papers/123_zink.pdf

7. Kono J., Paradella W.R., Quintino da Silva M.M., De Morisson V.D., Farias Costa M.P., Schroeder R., Puls J., Hajsek I., Jochim F., Neff T. MAPSAR: A New L-band spaceborne SAR mission for assessment and monitoring of terrestrial natural resources // Anais XI SBSR. 2003. P. 2193-2200.

8. Scipal K., Arcioni M., Chave J., Dall J., Fois F., LeToan T., Lin C-C., Papanthassiou K., Quegan S., Rocca F., Saatchi S., Shugart H., Ulander L., Williams M. The BIOMASS mission – An ESA Earth Explorer candidate to measure the BIOMASS of the earth's forests // IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. 2010. DOI: 10.1109/igarss.2010.5648979

ANALYSIS OF AN ANTENNA SYSTEM DESIGN FOR A SYNTHETIC L- AND P-BAND APERTURE RADAR

© 2016

O. V. Goryachkin Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Department, Povolzhskiy State University of Telecommunications and Informatics, Samara, Russian Federation, gor@psati.ru

I. V. Maslov postgraduate student, Povolzhskiy State University of Telecommunications and Informatics, Samara, Russian Federation, macloff@mail.ru

The article presents an analysis of options for designs of the antenna system for a synthetic aperture space radar (SAR), with acceptable performance characteristics in L- and P-bands. At the first stage the analysis of the current state of producing spacecraft with L- and P-band radars that use quite large folding antenna structures is carried out. It is shown that to obtain high performance of SAR in L- and P-band large folding reflectors with the diameter of up to 15 meters are used. Further, variants of antenna systems are discussed and compared to determine the best combination in terms of the characteristics obtained and design complexity. An antenna system is proposed in the paper that uses antennae of the Yagi-aerial type as antenna array elements. The possibility of creating a space system consisting of several unified small spacecraft with L- and P-band SAR on board is shown.

Synthetic aperture radar (SAR), P-band, L-band, small satellite.

Citation: Goryachkin O.V., Maslov I.V. Analysis of an antenna system design for a synthetic L- and P-band aperture radar. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 153-162. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-153-162

References

1. Shimada M., KANKAKU Y., Watanabe M., Motooka T. Current Status of the ALOS-2/PALSAR-2 and the CALVAL Program. Available at: http://sarcv.ceos.org/site_media/media/documents/Current_Status_of_ALOS-2_M.Shimada.pdf
2. Tandem-L. Satellite Mission Proposal for Monitoring Dynamic Processes on the Earth's Surface. Available at: http://www.dlr.de/hr/en/Portaldata/32/Resources/dokumente/broschueren/Tandem-L_web_Broschuere2014_en.pdf
3. Heliere F., Fois F., Arcioni M., Bensi P., Fehringer M., Scipal K. Biomass P-band SAR interferometric mission selected as 7th Earth Explorer Mission. *EUSAR 2014 – 10th European Conference on Synthetic Aperture Radar*. 2014. P. 1152-1155.
4. Armand N.A., Goriachkin O.V., Van't Klooster K., Makridenko L.A., Neiman I.S., Osipov I.G., Shishanov A., Zakharov A.I. Alternative of Active Array Technology Use in Spaceborne L-band SAR. *EUSAR 2000 – 3rd European Conference on Synthetic Aperture Radar*. 2000. P. 369-372.
5. SAOCOM Mission and SMAP Cal/Val Site. Marc Thibeault CONAE. http://smap.jpl.nasa.gov/files/smap2/24_Thibeault.pdf
6. Zink M. The TerraSAR-L Interferometric Mission Objectives. Available at: http://earth.esa.int/fringe03/proceedings/papers/123_zink.pdf
7. Kono J., Paradella W.R., Quintino da Silva M.M., De Morisson V.D., Farias Costa M.P., Schroeder R., Puls J., Hajnsek I., Jochim F., Neff T. MAPSAR: A New L-band space-borne SAR mission for assessment and monitoring of terrestrial natural resources. *Anais XI SBSR*. 2003. P. 2193-2200.
8. Scipal K., Arcioni M., Chave J., Dall J., Fois F., LeToan T., Lin C-C., Papanthassiou K., Quegan S., Rocca F., Saatchi S., Shugart H., Ulander L., Williams M. The BIOMASS mission — An ESA Earth Explorer candidate to measure the BIOMASS of the earth's forests. *IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium*. 2010. DOI: 10.1109/igarss.2010.5648979

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ РАДИАЛЬНОГО СМЕЩЕНИЯ ЧАСТИЦЫ НА ПАРАМЕТРЫ ВИХРЕТОКОВОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ

© 2016

С. А. Гудков ассистент кафедры радиотехники, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, gudkov.stanislav@gmail.com

И. А. Кудрявцев кандидат технических наук, доцент кафедры лазерных и биотехнических систем, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, rtf@ssau.ru

В статье исследованы особенности применения вихретоковых преобразователей (ВТП) для контроля параметров дисперсных сред. В среде Ansys Maxwell 2015 построена трёхмерная конечно-элементная модель системы «частица – ВТП», для которой выполнен анализ влияния радиальных смещений частиц износа в поперечном сечении ВТП на суперкомпьютере «Сергей Королёв». Установлено, что вследствие неравномерности электромагнитного поля ВТП смещение частиц от оси ВТП к периферии приводит к увеличению вносимых параметров до трёх раз. При этом величина изменения вносимых параметров зависит главным образом от геометрического положения частиц в плоскости сечения ВТП и слабо зависит от частоты возбуждающего поля и размера частиц. На основе установленных зависимостей предложена конструкция ВТП, позволяющая отстроиться от влияния радиального смещения частиц на выходной сигнал.

Гидравлическая система; дисперсная система; вихретоковый преобразователь; обобщённый параметр; конечно-элементная модель; вносимый параметр.

Цитирование: Гудков С.А., Кудрявцев И.А. Анализ влияния радиального смещения частицы на параметры вихретокового преобразователя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 163-169. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-163-169

Введение

Современное развитие авиационной и космической техники связано с увеличением ресурса и повышением надёжности гидравлических систем технических объектов и изделий в целом. Обеспечение растущих требований к надёжности гидравлических систем требует контроля их технического состояния, в особенности агрегатов, содержащих узлы трения [1]. Перспективным методом диагностики жидкостных систем является вихретоковый метод (ВТМ) контроля параметров частиц износа. ВТМ может быть использован для анализа степени загрязнения рабочей жидкости частицами из проводящих материалов, для оценки процесса приработки отдельных механических узлов, а также процесса разрушения узлов при условии существенного различия электромагнитных свойств материалов этих узлов [2].

Принцип действия ВТМ основан на регистрации возмущений электромагнитного поля вихретокового преобразователя (ВТП) проходного типа при прохождении через него диэлектрической жидкости с частицами износа и загрязнений. ВТМ – многопараметрический метод, поскольку на выходной сигнал ВТП оказывают влияние множество различных факторов. В дальнейшем факторы, влияние которых на выходной сигнал ВТП существенно, но оценить параметры которых при измерении сложно, будем называть мешающими. Для корректного применения ВТМ при контроле параметров дисперсных сред необходимо учитывать влияние всех мешающих факторов. Радиальное смещение частиц относится к одному из значимых мешающих факторов.

В общем случае решение задачи анализа параметров ВТП требует исследования вторичных электромагнитных полей локальных электропроводящих тел различных размеров и формы.

Математически указанная проблема формулируется в виде краевых задач электродинамики, решаемых с той или иной степенью точности методами математической физики. В настоящее время признанным универсальным средством моделирования электромагнитных полей является метод конечных элементов (МКЭ) [3]. Основными достоинствами этого метода являются возможность моделирования объектов со сложными поверхностями, построение неравномерных сеток, сгущающихся и разрежающихся в зависимости от требуемой детализации области, а также возможность задавать неоднородные свойства материалов.

Целью работы является установление степени влияния радиального смещения частицы на вносимые параметры, а также разработка методов отстройки от влияния данного фактора.

Анализ конечно-элементной модели «ВТП-частица износа»

Для анализа влияния радиального смещения частицы на параметры ВТП в среде конечно-элементного моделирования динамических электромагнитных полей Ansys Maxwell 2015 построена конечно-элементная модель системы «ВТП – частица». В качестве модели параметрического ВТП рассматривается виток с током.

Оптимизация сетки конечных элементов и поиск решения модели производились на суперкомпьютере «Сергей Королёв». Параметры модели приведены в табл. 1.

Численный полевой анализ системы «виток с током – смещённая частица» необходимо проводить в трёхмерной постановке задачи (рис. 1, стрелкой отмечено направление смещения частицы износа) ввиду отсутствия осевой симметрии в модели.

Таблица 1. Параметры модели «ВТП – частица износа»

	Относительная магнитная проницаемость (μ)	Диаметр, мкм	Электрическая проводимость, МСм/м	Ток, мА
Немагнитная частица	1	200	0,58	0
Магнитная частица	60	200	0,58	0
Виток	1	1000	0,58	10

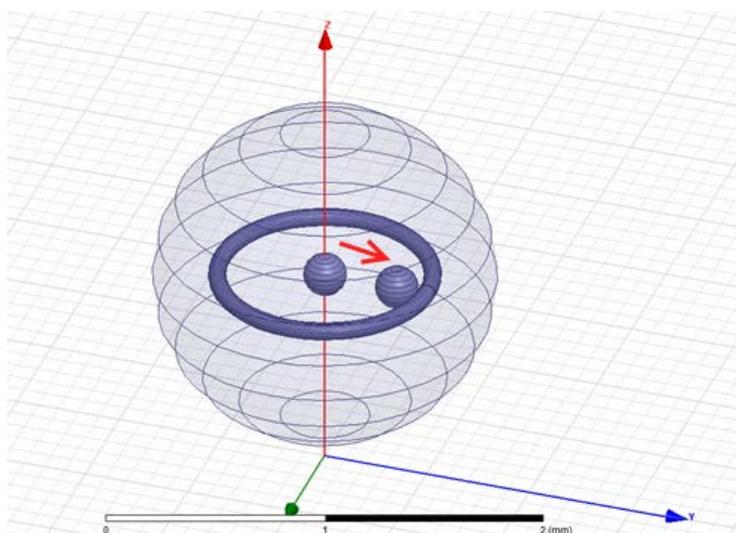


Рис. 1. Радиальное смещение частицы

На рис. 2 приведено распределение модуля магнитного поля ВТП вдоль радиуса датчика, при этом расстояние равное 0 мкм соответствует оси ВТП, а 500 мкм – радиусу ВТП. Видно, что модуль индукции магнитного поля на периферии ВТП вблизи проводника с током выше, чем на оси. При этом в количественном отношении для рассматриваемого одновиткового преобразователя разница достигает пяти раз. Очевидно, что смещение частицы в области с более высокой величиной индукции приведёт к увеличению амплитуды вихревых токов, наводимых в частице, и к росту величины вносимых в ВТП параметров. Рассматриваемый эффект будет оказывать большее влияние на оценку параметров частиц с большим диаметром, т.к. согласно [1] крупные частицы могут двигаться вплотную к стенке канала в области наибольшей нелинейности индукции магнитного поля.

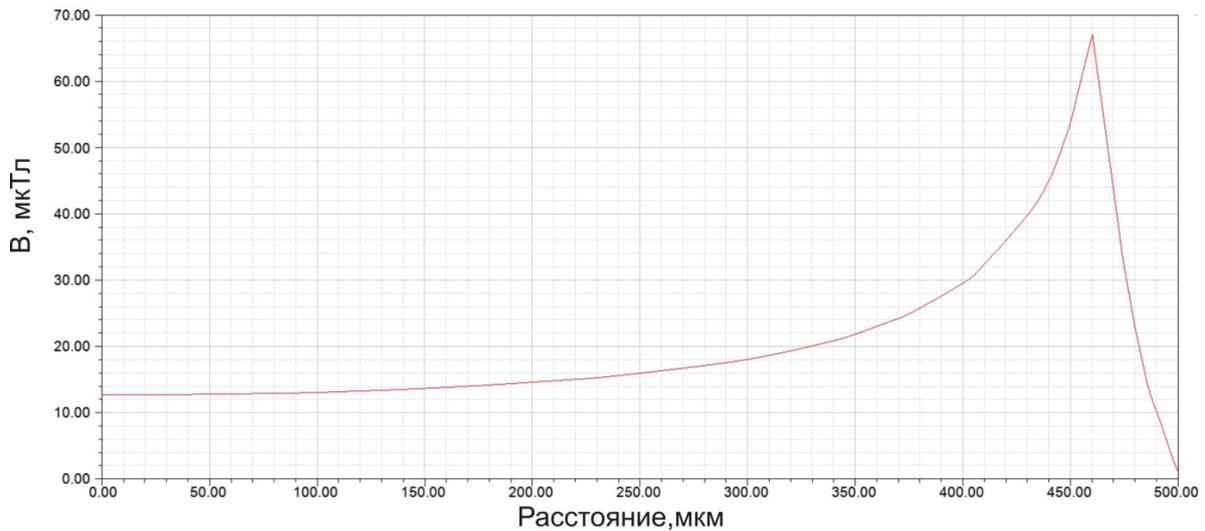


Рис. 2. Изменение модуля индукции магнитного поля вдоль радиуса ВТП

Для обобщения результатов исследования ВТП вводятся следующие параметры [4]:

$$\beta = R\sqrt{\omega\mu_0\sigma}; \quad \chi = \frac{r}{R}; \quad \alpha = \frac{h}{R}; \quad \gamma = \frac{x}{R},$$

где R – радиус ВТП, м; ω – круговая частота тока возбуждения ВТП, рад/с; μ_0 – магнитная постоянная, $4\pi \cdot 10^{-7}$ Гн/м; σ – удельная электрическая проводимость, См/м; r – радиус частицы, м; h – расстояние между центром масс частицы и плоскостью ВТП, м; x – расстояние между центром масс частицы и осью ВТП, м.

На рис. 3, а приведены годографы относительного вносимого сопротивления в параметрический одновитковый ВТП для $\chi = 0,2$, $\alpha = 0$ и различных значений γ , β и относительной магнитной проницаемости μ . По приведённым годографам можно оценить влияние радиального смещения немагнитной частицы на значение относительного вносимого сопротивления.

При $\gamma = 0$ частица находится на оси ВТП, при $\gamma = 0,7$ – вблизи границы ВТП. При этом величина активной части вносимого сопротивления возрастает в 2,8 раза, реактивной – в 2,5 раза.

Годографы относительного вносимого сопротивления для магнитной частицы с $\mu = 60$ приведены на рис. 3, б. При смещении частицы величина активной и реактивной частей вносимого сопротивления возрастает в 3,2 раза.

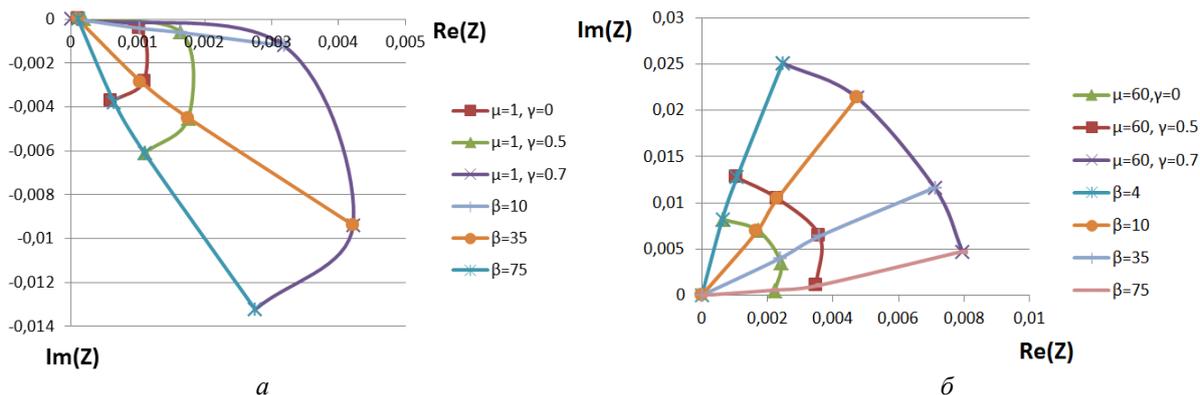


Рис. 3. Годографы вносимого сопротивления для немагнитной (а) и магнитной (б) частицы износа

Индукция магнитного поля по сечению ВТП меняется нелинейно (рис. 2), вследствие этого и величина относительного вносимого сопротивления при радиальном смещении частицы изменяется нелинейно. На рис. 4, а показана действительная часть относительного вносимого сопротивления для магнитной и немагнитной частиц, нормированная к положению $\gamma = 0$.

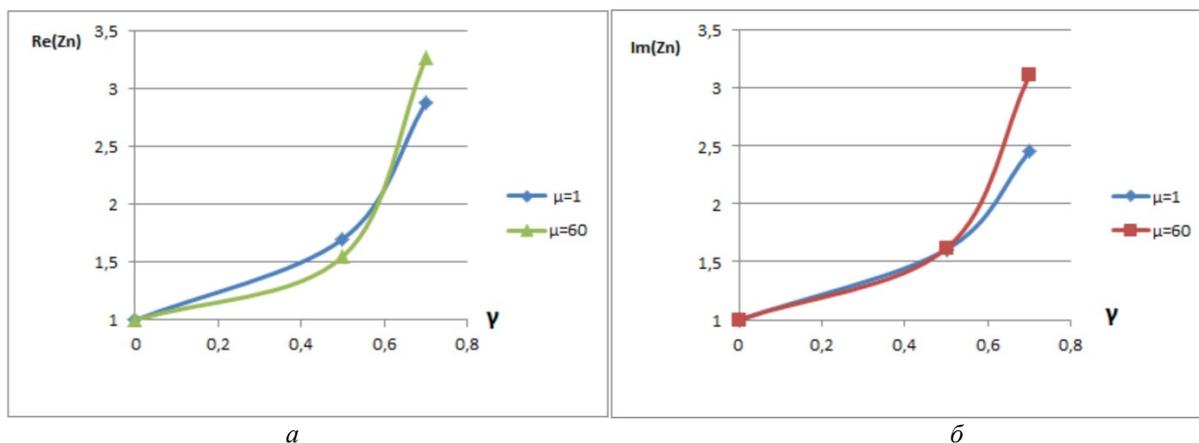


Рис. 4. Относительное изменение действительной части (а) и мнимой части (б) вносимого сопротивления

Из рис. 4 видно, что общий характер изменения величины вносимого сопротивления не зависит от магнитной проницаемости материала частицы и определяется, главным образом, координатой прохождения чувствительного объема ВТП.

Таким образом, радиальное смещение частицы является существенным мешающим фактором.

Отстройка от влияния радиального смещения частиц на сигнал ВТП в проходном датчике возможна за счёт формы канала датчика. В [1] показано, что вероятность пролёта частицы через данную точку объёма пропорциональна скорости течения жидкости-носителя. Таким образом, профиль скорости течения рабочей жидкости определяет двумерную плотность распределения вероятности координаты пролёта частицы в сечении канала проходного ВТП.

В ВТП с цилиндрическим каналом профиль скоростей жидкости определяется выражением [5]:

$$v(r) = \frac{2Q}{\pi a^4} (a^2 - r^2), \quad (1)$$

где Q – объёмный расход сквозь сечение ВТП, м³/с; a – радиус канала, м.

Нормируя выражение (1), получим двухмерную плотность распределения вероятности координаты пролёта частицы:

$$x(r) = \frac{v(r)}{\max(v(r))}.$$

Следующее выражение определяет процент частиц от общего количества, проходящих в диапазоне координат $-\gamma \dots \gamma$:

$$N = \frac{\int_{-\gamma}^{\gamma} x(r) dr}{\int_{-a}^a x(r) dr}. \quad (2)$$

В соответствии с выражением (2) через ВТП с цилиндрическим каналом радиусом $a = 0,5$ мм до 60% частиц проходит по траектории с $-0,4 < \gamma < 0,4$, что приводит к росту вносимых параметров не более чем на 40%.

Альтернативным способом отстройки от влияния радиального смещения является применение трансформаторных ВТП с двумя разнесёнными возбуждающими обмотками, расстояние между которыми примерно равно среднему диаметру поперечного сечения обмотки.

При такой конфигурации обмоток существенно возрастает однородность магнитного поля в чувствительном объёме датчика (рис. 5).

Принимая диаметр ВТП равным 0,8 мм, с учётом распределения индукции в сечении ВТП (рис. 5) получаем, что изменение индукции магнитного поля в пределах диаметра канала ВТП (0,1...0,9 мм) происходит не более чем в 1,35 раза. При этом через ВТП с цилиндрическим каналом до 80% частиц проходит по траектории с $\gamma < 0,5$, что приводит к росту вносимых параметров не более чем на 15%.

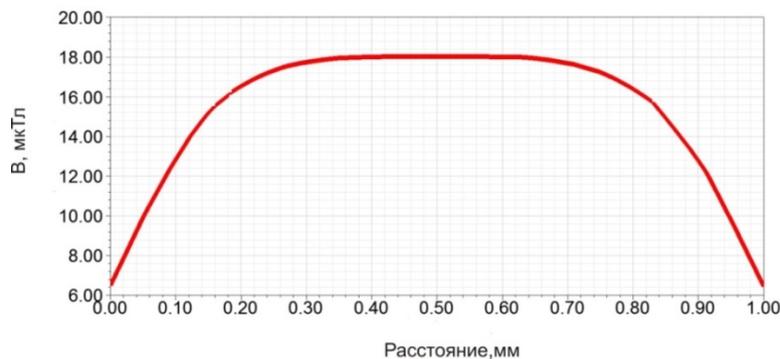


Рис. 5. Распределение индукции магнитного поля в поперечном сечении ВТП

Заключение

Установлено, что радиальное смещение частиц при контроле параметров дисперсных сред с помощью ВТМ является значительным мешающим фактором. На основе анализа конечно-элементной модели «ВТП – частица» установлено, что рост величины вносимых параметров за счёт радиального смещения частицы может достигать 3,2 раз по отношению к положению частицы на оси ВТП. Показано, что для

отстройки от влияния радиального смещения на величину вносимых параметров целесообразно применение ВТП проходного типа с разнесёнными возбуждающими обмотками. При этом формируется однородное магнитное поле в чувствительном объёме датчика, что позволяет обеспечить разброс выходных параметров ВТП в пределах 15%.

Библиографический список

1. Кудрявцев И.А. Повышение разрешающей способности и чувствительности фотоэлектрических преобразователей встроенного контроля параметров дисперсной фазы для систем управления. Автореф. дис. канд. техн. наук. Самара, 1999. 22 с.
2. Логвинов Л.М. Анализ и синтез преобразователей концентрации дисперсной фазы для систем управления и контроля технического состояния изделий авиационной техники. Дис. доктора техн. наук. Самара, 1995. 283 с.
3. Сильвестер П., Феррари Р. Метод конечных элементов для радиоинженеров и инженеров-электротехников. М.: Мир, 1986. 229 с.
4. Гудков С.А., Кудрявцев И.А. Анализ системы «вихретоковый датчик – электропроводящая частица» методом конечных элементов // Датчики и системы. 2012. № 2. С. 8-12.
5. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа: учебник для вузов. М.: Дрофа, 2003. 840 с.

ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF RADIAL DISPLACEMENT OF A PARTICLE ON THE PARAMETERS OF AN EDDY-CURRENT PROBE

© 2016

S. A. Gudkov Assistant Professor of the Radio Engineering Department, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, gudkov.stanislav@gmail.com

I. A. Kudryavtsev Candidate of Science, Assistant Professor of the Department of Laser and Bioengineering Systems, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, rtf@ssau.ru

The article focuses on the study of the specific application of eddy-current probes (ECP) to monitor the parameters of dispersed media. To do this, a three-dimensional finite element model of the «wear particles – ECP» was constructed in Ansys Maxwell 2015. The analysis of the radial displacement of particles in the cross section of ECP with the help of the «Sergei Korolyov» supercomputer was carried out. It was found that the non-uniformity of electromagnetic field displacement of a particle from the axis to the periphery of the ECP results in three-fold increase of the insertion parameter. The deviation of the insertion parameters depends mainly on the geometrical position of the particle in the sectional plane of the sensor and it is weakly dependent on the frequency of the exciting field and particle size. On the basis of the established dependency we propose an ECP structure that allows mitigating the influence of the radial displacement of particles on the output signal of the ECP.

Aeronautical engineering; hydraulic system; dispersion; eddy-current probe; finite-element model; insertion parameter; generalized parameter.

Citation: Gudkov S.A., Kudryavtsev I.A. Analysis of the influence of radial displacement of a particle on the parameters of an eddy-current probe. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 163-169. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-163-169

References

1. Kudryavtsev I.A. *Povyshenie razreshayushchey sposobnosti i chuvstvitel'nosti fotoelektricheskikh preobrazovateley vstroennogo kontrolya parametrov dispersnoy fazy dlya sistem upravleniya*. Avtoref. dis. kand. tekhn. nauk [Increasing the resolution and sensitivity of photoelectric converters of built-in control of dispersed phase parameters for control systems. Extended abstract of Cand. Sci. (Eng.) Diss.]. Samara, 1999. 22 p.
2. Logvinov L.M. *Analiz i sintez preobrazovateley kontsentratsii dispersnoy fazy dlya sistem upravleniya i kontrolya tekhnicheskogo sostoyaniya izdeliy aviatsionnoy tekhniki*. Diss. doktora tekhn.nauk [Analysis and synthesis of dispersed phase concentration converters for control systems and control of the technical condition of aerospace products. Dr. Sci. (Eng.) Diss.]. Samara, 1995. 283 p.
3. Sylvester P., Ferrari R. *The finite element method for radio engineers and electrical engineers*. Cambridge: Cambridge Univ. Press, 1983. 228 p.
4. Gudkov S.A., Kudryavtsev I.A. Finite element analysis of eddy current probe // *Sensors and Systems*. 2012. No. 2. P. 8-12. (In Russ.)
5. Loytsyanskiy L.G. *Mekhanika zhidkosti i gaza* [Fluid mechanics: Textbook for higher education institutions]. Moscow: Drofa Publ., 2003. 840 p.

АНАЛИЗ ИНФОРМАЦИОННЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ СИГНАЛА ДОПЛЕРОВСКОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ

© 2016

А. И. Данилин доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой радиотехники, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, aidan@ssau.ru

А. А. Грецков аспирант кафедры радиотехники, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, greckov1989@rambler.ru

В статье рассматриваются основные информационные особенности анализа выходного сигнала доплеровского преобразователя, позволяющие экспериментально определять параметры колебаний элементов вращающихся узлов энергоагрегатов. Представлен доплеровский дискретно-фазовый метод, имеющий меньше ограничений по сравнению с классическим дискретно-фазовым методом. Приведено теоретическое обоснование формирования выходного сигнала доплеровского преобразователя при его бесконтактном взаимодействии с поверхностью контролируемого объекта (рассматриваются характерные информационные участки выходного сигнала). На примере осциллограмм, полученных при проведении экспериментальных исследований, проведён анализ формы выходного сигнала вблизи его экстремальных значений при наличии и отсутствии колебаний контролируемого объекта. Рассматриваются отличительные особенности выходного сигнала, обусловленные вращением ротора и колебательным движением поверхности контролируемой лопатки.

Энергоагрегат; лопатки; доплеровский дискретно-фазовый метод; преобразователь.

Цитирование: Данилин А.И., Грецков А.А. Анализ информационных особенностей сигнала доплеровского преобразователя динамических перемещений // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 170-177. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-170-177

Одним из перспективных методов определения параметров колебаний лопаток турбоагрегата является доплеровский дискретно-фазовый метод (ДДФМ), позволяющий определять деформационное состояние каждой лопатки рабочего колеса турбоагрегата в условиях ограниченного препарирования, т.е. при использовании одного периферийного датчика. Суть данного метода заключается в определении доплеровского смещения частоты сигнала, отражённого от контролируемой поверхности, и соответствующей интерпретации полученных значений в области механических напряжений и деформаций [1].

Принципиально возможности классического ДФМ [2] ограничиваются возможностями восстановления информационной функции по результатам её измерения при дискретных значениях аргумента. У всех реально существующих турбомашин конструктивные соотношения таковы, что частота вращения ротора всегда ниже наименьшей частоты собственных колебаний лопаток [2]. Поэтому при измерениях параметров колебаний лопаток нельзя воспользоваться классическим дискретным способом измерения с использованием отсчётов одного датчика в соответствии с теоремой Котельникова, поскольку частота дискретизации будет ниже наименьшей частоты колебаний лопаток. Однако использование априорной информации о динамических характеристиках перемещений, таких как максимальная и минимальная скорость движения лопатки, смена направления движения лопатки и т. д., позволяет решить данную проблему посредством статистической обработки информации, накопленной за несколько периодов вращения лопаточного колеса.

Целью работы является выявление информационных компонентов в доплеровском сигнале, позволяющих определить параметры перемещений контролируемого объекта.

При реализации ДДФМ предпочтение отдаётся автодинным преобразователям из-за их малых габаритов, виброустойчивости и простоте конструктивного исполнения. Кроме этого, при автодинном построении датчиков обеспечивается реализация в одном функциональном узле одновременно функции передатчика, приёмника, отражённого от объекта излучения и преобразователя с усилением полезного сигнала [3]. Формирование автодинного отклика связано и объясняется влиянием отражённого от контролируемой поверхности сигнала на режим работы автодинного преобразователя.

В корпусе энергоагрегата устанавливается первичный автодинный преобразователь (рис. 1), приёмно-передающий элемент (ППЭ) которого генерирует зондирующее СВЧ-излучение, направленное на поверхность контролируемого объекта.

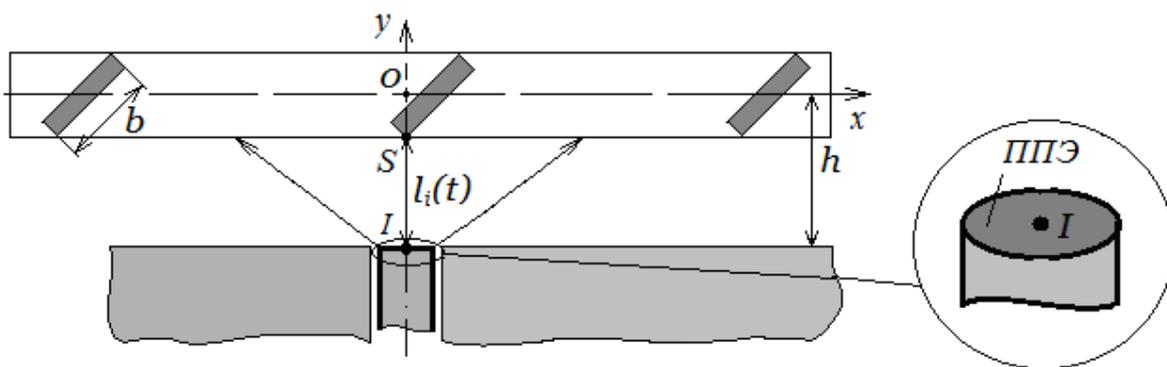


Рис. 1. Схема установки первичного преобразователя в корпусе экспериментальной установки

Излучённый зондирующий сигнал $u(t)$ определяется выражением:

$$u(t) = A_0 \sin(\omega_0 t + \varphi_0),$$

где A_0, ω_0, φ_0 , – амплитуда, частота и начальная фаза сигнала, излучаемого первичным преобразователем.

Зондирующее излучение достигает поверхности контролируемой лопатки и, отражаясь от неё, частично поступает на приёмник излучения. Принятый после отражения от контролируемой поверхности сигнал $u_c(t)$ определяется выражением:

$$u_c(t) = A_c(t) \sin(\omega_0(t - \tau(t)) - \varphi_0), \quad (1)$$

где $A_c(t)$ – амплитуда сигнала, принятого первичным преобразователем; $\tau(t)$ – время запаздывания сигнала при распространении до контролируемого объекта и обратно, которое определяется по формуле:

$$\tau(t) = \frac{2l(t)}{c}, \quad (2)$$

где $l(t)$ – изменяющееся во времени расстояние, пройденное электромагнитной волной до торца контролируемого объекта и обратно; c – скорость электромагнитной волны в вакууме.

Частота зондирующего излучения связана со скоростью его распространения в пространстве:

$$\omega_0 = \frac{2\pi c}{\lambda}, \quad (3)$$

где λ – длина волны зондирующего излучения.

Подставив (2) и (3) в (1), выражение принятого сигнала преобразуем к виду:

$$u_c(t) = A_c(t) \sin\left(\omega_0 t - \varphi_0 - \frac{4\pi l(t)}{\lambda}\right). \quad (4)$$

При использовании приёмно-передающего элемента для излучения и приёма сигналов на активный элемент автодина воздействует сумма излучённого и принятого сигналов $u_p(t)$:

$$u_p(t) = u(t) + u_c(t), \quad (5)$$

$$u_p(t) = \sqrt{A_0^2 + A_c^2(t) + 2A_0 A_c(t) \cos\left(2\varphi_0 + \frac{4\pi l(t)}{\lambda}\right)} \sin(\omega_0 t + \varphi),$$

$$\varphi = \arctg \left[\frac{A_0 \sin(\varphi_0) - A_c(t) \sin\left(\varphi_0 + \frac{4\pi l(t)}{\lambda}\right)}{A_0 \cos(\varphi_0) + A_c(t) \cos\left(\varphi_0 + \frac{4\pi l(t)}{\lambda}\right)} \right].$$

После нелинейного преобразования сигналов в автодине на его выходе формируется амплитудная составляющая сигнала $u_s(t)$, пропорциональная перемещениям контролируемого объекта:

$$u_s(t) = \sqrt{A_0^2 + A_c^2(t) + 2A_0 A_c(t) \cos\left(2\varphi_0 + \frac{4\pi l(t)}{\lambda}\right)}.$$

Амплитудная составляющая выходного автодинного сигнала $u_s(t)$ раскладывается в ряд по формуле Тейлора и приводится к виду:

$$\sqrt{1+x} \approx 1 + \frac{x}{2}, x \in [-1;1],$$

$$u_s(t) \approx \sqrt{A_0^2 + A_c^2(t)} + \frac{A_0 A_c(t)}{\sqrt{A_0^2 + A_c^2(t)}} \cos\left(2\varphi_0 + \frac{4\pi l(t)}{\lambda}\right). \quad (6)$$

Первое слагаемое в (6) соответствует постоянной составляющей сигнала и устраняется при последующей аппаратной обработке. При условии, что амплитуда излучённого сигнала во много раз превышает амплитуду принятого сигнала ($A_0 \gg A_c(t)$) и начальная фаза сигнала $\varphi_0 = 0$, в цепи питания автодина регистрируются колебания, которые в первом приближении можно считать квазигармоническими:

$$u_s(t) \approx A_c(t) \cos\left(\frac{4\pi l(t)}{\lambda}\right). \quad (7)$$

Таким образом, в результате бесконтактного взаимодействия доплеровского автодинного преобразователя с поверхностью контролируемого объекта (лопатки) в цепи питания автодина возникают пульсации тока, частота которых пропорциональна перемещениям, которые совершает лопатка.

Определение параметров динамических перемещений лопатки далее будет рассматриваться в прямоугольной системе координат с началом отсчёта в точке O – точке пересечения оси ротора с плоскостью лопаточного колеса (рис. 2).

В плоскости ППЭ лежит точечный источник зондирующего излучения (точка I , рис. 1), которое может быть представлено пучком лучей. Один из этих лучей зондирующего излучения пересекает середину ребра лопатки в точке S , координаты которой можно определить по выражениям:

$$\begin{aligned} x_S &= \left(R + \frac{L}{2}\right) \cos(\omega_R t + \varphi_R), \\ y_S &= A_V \sin(\omega_V t + \varphi_V), \\ z_S &= \left(R + \frac{L}{2}\right) \sin(\omega_R t + \varphi_R), \end{aligned} \quad (8)$$

где R – радиус лопаточного колеса (рис. 2); L – длина лопатки (рис. 2); b – ширина лопатки (рис. 1); ω_R , φ_R – соответственно частота и начальная фаза вращения лопаточного колеса; h – расстояние от приёмно-передающей плоскости до плоскости лопаточного колеса (рис. 1); A_V , ω_V , φ_V – соответственно амплитуда, частота и начальная фаза колебаний лопатки.

Координаты источника зондирующего излучения I определяются выражениями:

$$\begin{aligned} x_I &= 0, \\ y_I &= -h - 0,35b, \\ z_I &= R + \frac{L}{2}. \end{aligned} \quad (9)$$

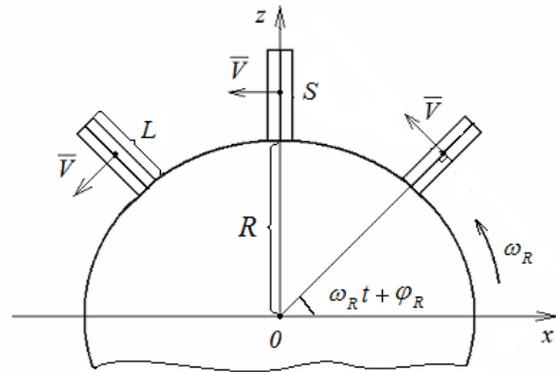


Рис. 2. Расположение лопаточного колеса в прямоугольной системе координат

Путь, пройденный лучом, пересекающим контролируемую поверхность в точке S , определится выражением:

$$l(t) = \sqrt{(x_s - x_I)^2 + (y_s - y_I)^2 + (z_s - z_I)^2}. \quad (10)$$

С учётом координат источника излучения выражение (10) принимает вид:

$$l(t) = \sqrt{(y_s - y_I)^2 + 2 \left(R + \frac{L}{2}\right)^2 - 2 \left(R + \frac{L}{2}\right)^2 \sin(\omega_R t + \varphi_R)}. \quad (11)$$

На основании выражения (11) построены графики изменения пути, пройденного зондирующим лучом от источника излучения до лопатки и обратно в процессе её движения (рис. 3). При построении графиков использовались следующие параметры имитирующего лопаточного колеса: $R = 123$ мм, $L = 20$ мм, $b = 20$ мм, $h = 7,5$ мм, $\omega_R = 100\pi \frac{\text{рад}}{\text{с}}$, $\varphi_R = 0$, $A_V = 0,4$ мм, $\omega_V = 120\pi \frac{\text{рад}}{\text{с}}$.

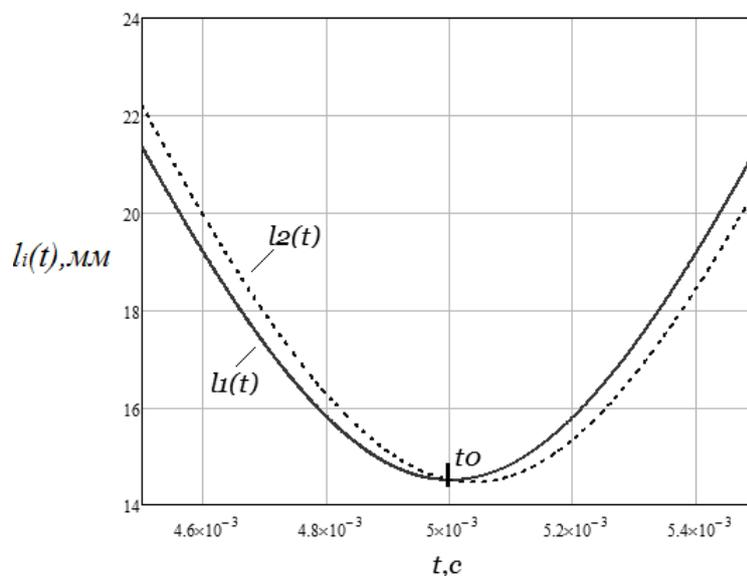


Рис. 3. Изменение расстояния, пройденного зондирующим лучом от источника излучения до лопатки и обратно:

$l_1(t)$ – при отсутствии колебаний; $l_2(t)$ – при наличии колебательного движения лопатки

При отсутствии колебаний лопатки минимальное расстояние, пройденное зондирующим лучом, достигается в момент времени t_0 (рис.3), когда точки I и S находятся на одной прямой, перпендикулярной к ППЭ. До этого момента времени лопатка приближается к датчику и полная фаза сигнала монотонно убывает. После прохождения временного момента t_0 лопатка начинает удаляться от датчика и полная фаза сигнала начинает монотонно расти. Поскольку траектория движения лопатки симметрична относительно плоскости XOY , то график на рис. 3 тоже симметричен. Если же присутствуют колебания лопатки, то возникает асимметрия относительно точки t_0 .

Для варианта расположения датчика, показанного на рис. 2, расстояние от датчика до колеблющейся лопатки с учётом (11) определяется выражением:

$$l(t_0) = h + 0,35b + A_v \sin(\omega_v t_0 + \varphi_v).$$

Это означает, что в момент времени t_0 полная фаза сигнала не зависит от составляющей перемещения, обусловленной вращательным движением лопатки, и в полной фазе сигнала будет присутствовать только колебательная составляющая перемещения:

$$u_s(t) = kA_c(t)A_0 \cos \left[\frac{4\pi (h + 0,35b + A_v \sin(\omega_v t_0 + \varphi_v))}{\lambda} \right].$$

На рис. 4 представлен нормированный по амплитуде выходной сигнал доплеровского преобразователя.

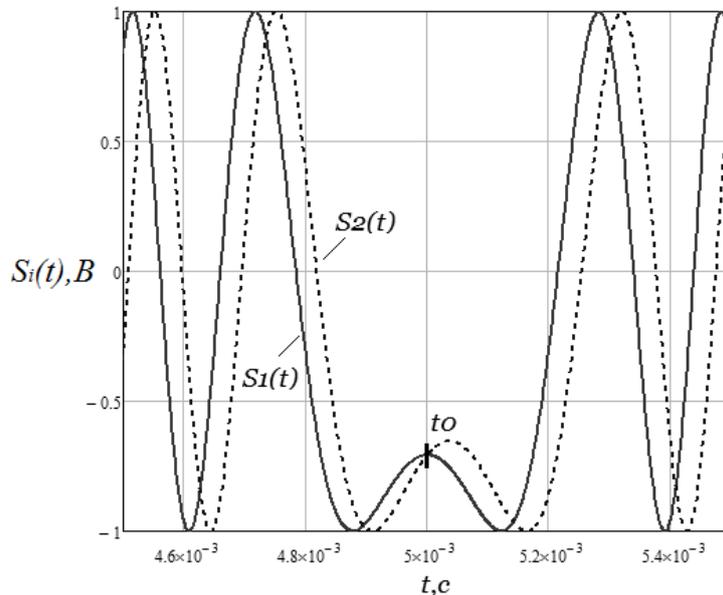


Рис. 4. Нормированный выходной сигнал доплеровского преобразователя: $s_1(t)$ – при отсутствии колебаний; $s_2(t)$ – при наличии колебательного движения лопатки

В сигнале имеется область с характерным провалом, обусловленным сменой направления движения лопатки и, как следствие, сменой знака скорости изменения полной фазы сигнала.

Для проверки правильности описания процессов формирования доплеровского информационного сигнала был проведён эксперимент, результаты которого представлены на рис. 5 в виде осциллограмм автодинных сигналов при отсутствии колебаний (а) и при наличии деформаций лопатки (б).

На экспериментальных осциллограммах (рис. 5) присутствуют области А и В с характерными пиковыми значениями сигнала. Следует отметить, что причиной сильной асимметрии сигнала на осциллограммах является разная интенсивность потока, отражённого от лопатки, так как её торцы имеют разную площадь.

Отсутствие вращательной составляющей движения лопатки в полной фазе выходного сигнала доплеровского преобразователя делает его пиковые области *A* и *B* (рис. 5) наиболее информативными для дальнейшего исследования с целью определения параметров колебаний лопаток.

Таким образом, в результате анализа выходного сигнала доплеровского преобразователя динамических перемещений установлено, что сигнал имеет область характерных изменений его формы при наличии колебательной составляющей в движении поверхности контролируемого объекта. Полученные результаты показывают, что величина наблюдаемых изменений в полной мере характеризуют параметры колебаний поверхности лопатки.

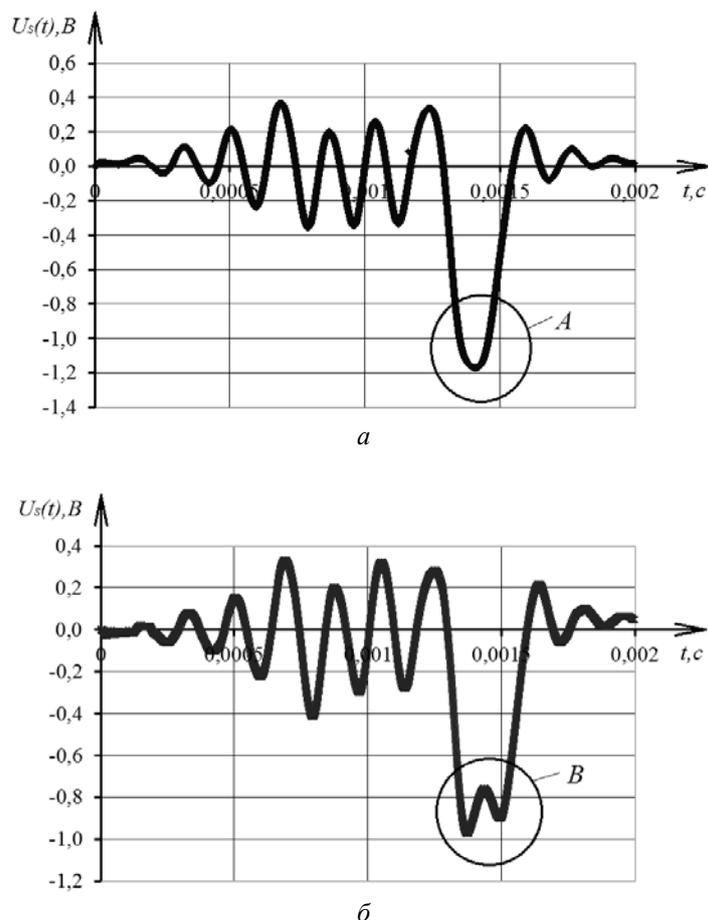


Рис. 5. Сигналы на выходе автодинного преобразователя: а – при отсутствии колебаний; б – при наличии деформаций лопатки

Библиографический список

1. Данилин А.И. Бесконтактные измерения деформационных параметров лопаток в системах контроля и управления турбоагрегатами. Самара: Самарский научный центр РАН, 2008. 217 с.
2. Заблоцкий И.Е., Коростелев Ю.А., Шипов Р.А. Бесконтактные измерения колебаний лопаток турбомашин. М.: Машиностроение, 1977. 159 с.
3. Носков В.Я., Смольский С.М. Регистрация автодинного сигнала в цепи питания генераторов и полупроводниковых диодов СВЧ (обзор) // Техника и приборы СВЧ. 2009. № 1. С. 14-26.

ANALYSIS OF INFORMATION CHARACTERISTICS OF A DYNAMIC DISPLACEMENT DOPPLER TRANSDUCER SIGNAL

© 2016

A. I. Danilin Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Radio Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, aidan@ssau.ru

A. A. Gretskov postgraduate student of the Department of Radio Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, greckov1989@rambler.ru

The article discusses the main features of the analysis of the Doppler transducer output signal that allow conducting experiments to determine the parameters of the oscillation of rotating elements of power units. A Doppler discrete-phase method that has fewer restrictions as compared to the classical discrete-phase method is presented. The theoretical rationale for the formation of the Doppler transducer output signal in the case of its non-contact interaction with the surface of the object under control (characteristic information sections of the output signal are considered) is presented. An analysis of the output waveform near its extreme values in the presence and absence of vibration of the controlled object is carried out using the waveforms obtained in conducting the pilot study as an example. Distinctive features of the output signal due to the rotation of the rotor and the vibrational motion of the surface of the blade controlled are discussed.

Power unit; blades; Doppler discrete-phase method; autodyne converter.

Citation: Danilin A.I., Gretskov A.A. Analysis of information characteristics of a dynamic displacement doppler transducer signal. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 170-177. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-170-177

References

1. Danilin A.I. *Beskontaktnye izmereniya deformatsionnykh parametrov lopatok v sistemakh kontrolya i upravleniya turboagregatami* [Non-contact measurement of deformation parameters of blades in the systems of monitoring and control of turbine units]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2008. 217 p.
2. Zablotskiy I.E., Korostelev J.A., Shipov R.A. *Beskontaktnye izmereniya kolebaniy lopatok turbomashin* [Non-contact measurement of turbomachinery blade oscillation]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1977. 159 p.
3. Noskov V.Ya., Smolskiy S.M. Registration of an autodyne signal in the supply circuit of generators and UHF semiconductor diodes (review). *Tekhnika i pribory SVCh*. 2009. No. 1. P. 14-26. (In Russ.)

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЗОНДИРУЮЩЕГО СВЧ-СИГНАЛА С ЛОПАСТЬЮ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА

© 2016

- А. И. Данилин** доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой радиотехники, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, aidan@ssau.ru
- С. В. Жуков** аспирант кафедры радиотехники, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, zhukovsv91@inbox.ru
- М. С. Попов** аспирант кафедры радиотехники, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, maхpopov1990@mail.ru

В статье рассматривается бесконтактный метод контроля целостности лопастей несущего винта вертолётa. Существующие методы контроля целостности лопастей несущего винта вертолётa трудоёмки в реализации, имеют низкую надёжность и не позволяют составить общую картину состояния лопастей несущего винта в процессе полётa. Для решения задачи контроля целостности лопастей предложен метод, основанный на облучении лопасти зондирующим СВЧ-сигналом. Особое внимание уделено расчёту мощности сигнала, отражённого от лопасти несущего винта вертолётa. При выводе аналитических уравнений лопасть представляется недеформированной плоской металлической поверхностью. В результате получена пространственно-временная модель отражённого зондирующего СВЧ-сигнала от лопасти несущего винта вертолётa, параметры которой позволяют произвести оценку эксплуатационного состояния несущего винта вертолётa.

Эффективная отражающая площадь; мощность сигнала; лопасть; вертолёт; несущий винт; зондирующий СВЧ-сигнал; площадь облучаемой поверхности.

Цитирование: Данилин А.И., Жуков С.В., Попов М.С. Математическое описание взаимодействия зондирующего СВЧ-сигнала с лопастью несущего винта вертолётa // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 178-188. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-178-188

Введение

Знание деформационных характеристик лопастей несущего винта вертолётa в процессе эксплуатации позволяет выявить конструктивно-технологические недостатки или неисправности на ранней стадии их возникновения и принимать оперативные меры по их устранению.

Существующие системы контроля не дают точного и всестороннего анализа состояния несущего винта. Использование в известных системах [1; 2] оптического канала измерения деформационных характеристик лопастей не позволяет осуществить полноценное диагностирование в сложных метеоусловиях, а также при недостаточной освещённости объекта. Тензометрирование лопастей [3] сопряжено с трудностями съёма информационных сигналов с подвижных объектов и недолговечностью тензодатчиков. Другие известные способы и устройства [3; 4] не предоставляют возможности сообщить пилоту о возникновении неисправности в процессе полётa.

Метод контроля целостности несущего винта

Предлагается бесконтактный метод контроля, основанный на облучении объекта исследования СВЧ-сигналом. В качестве примера выбран несущий винт вертолётa Ми-8. Метод заключается в зондировании лопастей несущего винта вертолётa электро-

магнитным СВЧ-сигналом и последующей обработке отражённого информационного потока излучения, модулирующим элементом для которого служат сами лопасти несущего винта. Источник зондирующего СВЧ-сигнала находится на хвостовой балке вертолёта и установлен на расстоянии $2/3$ длины лопасти от оси несущего винта (рис. 1).



Рис. 1. Схема расположения устройства и облучения исследуемого объекта зондирующим СВЧ-сигналом

Общие соотношения для параметров принимаемого сигнала можно установить, используя зависимость мощности отражённого сигнала от расстояния до лопасти, её эффективной отражающей поверхности (ЭОП) и скорости движения этой поверхности.

Анализируя параметры отражённого от лопасти СВЧ-сигнала, можно определить:

- целостность горизонтального шарнирного крепления лопасти за счёт измерения временных интервалов между временными отметками, полученных от соседних лопастей;
- целостность вертикального шарнирного крепления лопасти по амплитуде махового движения лопасти, пропорциональной амплитуде принятого отражённого сигнала;
- скручивание и угол установки лопасти посредством измерения длительности импульсного сигнала, характеризующего отражённый от лопасти электромагнитный поток.

Для оценки необходимой мощности генератора зондирующего СВЧ-сигнала, а также подбора элементной базы и конструктивных элементов проектируемого устройства необходимо рассчитать мощность отражённого зондирующего сигнала.

Целью работы является разработка методики расчёта мощности отражённого зондирующего сигнала от лопасти несущего винта вертолёта.

Расчёт мощности отражённого сигнала

Для расчёта мощности отражённого сигнала предлагается воспользоваться уравнением радиолокации [5]. Уравнение позволяет рассчитать мощность зондирующего сигнала, отражённого от контролируемого объекта (в рассматриваемом случае – лопасти несущего винта вертолёта), с учётом параметров зондирующего СВЧ-потока, параметров приёмопередающей антенны, характеристик контролируемого объекта и расстояния до него.

Без учёта переотражений от элементов конструкции вертолёта мощность принятого сигнала определяется по соотношению:

$$P_r = \frac{P_t G_t G_r (F_{np} F_{nep})^2 S_0 \lambda^2 \eta_{np} \eta_{nep} L^4}{(4\pi)^3 R_t^2 R_r^2}, \quad (1)$$

где P_r – мощность сигнала на входе приёмной антенны; P_t – мощность радиопередатчика; G_t – коэффициент усиления передающей антенны; G_r – коэффициент усиления приёмной антенны; λ – длина волны СВЧ-сигнала; F_{nep} – амплитудное распределение поля антенны на передачу; F_{np} – амплитудное распределение поля антенны на приём; S_0 – эффективная отражающая площадь контролируемого объекта; L – коэффициент потерь при распространении радиоволн; R_t – расстояние от передатчика до контролируемого объекта; R_r – расстояние от контролируемого объекта до приёмника; η_{np} , η_{nep} – собственно КПД приёмной и передающей антенны.

В процессе отражения от лопасти зондирующий СВЧ-сигнал претерпевает ряд изменений, обусловленных свойствами отражающих (рассеивающих) объектов. В силу того, что расстояние до контролируемого объекта невелико, потерями мощности сигнала (L) в атмосфере можно пренебречь [5].

При использовании моностатического зондирования предполагается, что передатчик и приёмник находятся на одинаковом расстоянии от контролируемого объекта: $R_t = R_r = R$, а также используется одна приёмопередающая антенна: $G_t = G_r = G$; $\eta_{np} = \eta_{nep} = \eta$. Кроме этого, для упрощения преобразований принимается, что амплитудное распределение поля антенны на приём и на передачу одинаковы. Таким образом, (1) приводится к виду:

$$P_r = \frac{P_t G^2 F^4 S_0 \lambda^2 \eta^2}{(4\pi)^3 R^4}, \quad (2)$$

где G – коэффициент усиления приёмопередающей антенны; η – КПД приёмопередающей антенны.

Эффективная отражающая площадь лопасти вертолѐта

Поскольку радиус кривизны лопасти вертолѐта много больше длины волны предполагаемого зондирующего излучения ($\lambda \leq 9$ мм), то лопасть, согласно рекомендациям [6], можно представить недеформированной однородной плоской отражающей поверхностью, которая покрыта металлической обшивкой, а её ЭОП, согласно [6], можно определить следующим выражением:

$$S_0 = \frac{4\pi}{\lambda^2} \left| \int_S e^{-j\frac{4\pi}{\lambda}R} dS \right|^2 \cos^2(\bar{n}, \bar{r}). \quad (3)$$

Здесь \bar{n} – единичный вектор нормали к поверхности контролируемого объекта; \bar{r} – единичный вектор направления на первичный СВЧ-преобразователь; λ – длина волны зондирующего излучения; R – расстояние между контролируемым объектом поверхности и точкой приёма; S – площадь облучаемой поверхности; \bar{n}, \bar{r} – угол между нормалью к облучаемой поверхности и вектором направления на зондирующую антенну.

Для упрощения выражения (3) обозначим: $\cos(\bar{n}, \bar{r}) = \cos(\gamma)$ и введѐм обозначение:

$$S_{obl} = \int_S e^{-j\frac{4\pi}{\lambda}R} dS.$$

После этого, подставляя (3) для эффективной площади рассеивания в (2), получим:

$$P_r = \frac{P_t G^2 \eta^2 F^4 \cos^2(\gamma) S_{обл}^2}{(4\pi)^2 R^4}. \quad (4)$$

Моделирование

Для получения аналитических выражений введём декартову систему координат, в которой начало системы координат соответствует центру оси несущего винта вертолѐта. Контролируемая область лопасти показана на рис. 2.

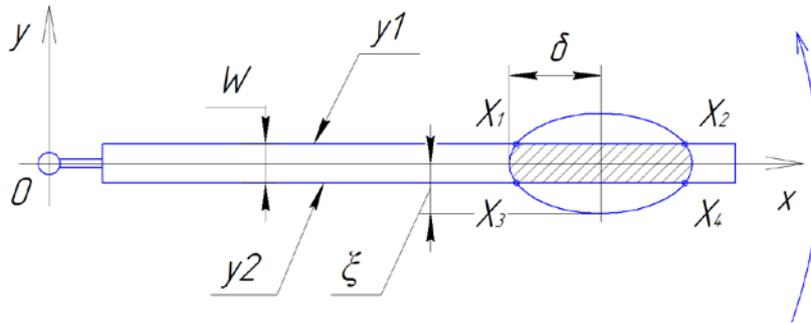


Рис.2. Область контролируемой лопасти в декартовой системе координат

При вращении несущего винта каждая лопасть проходит через зону облучения зондирующим СВЧ-сигналом, меняя значение ЭОП.

Для моделирования изменения ЭОП лопасти необходимо определить площадь облучаемой поверхности во времени (облучаемая поверхность показана заштрихованной областью на рис. 2) в те моменты, когда лопасть проходит через зону облучения.

Для вычисления площади облучаемой поверхности лопасти необходимо учитывать форму (F), а также ширину диаграммы направленности в E и H плоскости СВЧ-преобразователя (θ_E, θ_H).

Согласно рекомендациям [7], амплитудное распределение антенной системы можно представить выражением:

$$F = \int_S f(x, y) dS;$$

$$f(x, y) = \left[t_p + (1-t_p) \cos^n \frac{\pi x}{L_b} \right] \left[l_p + (1-l_p) \cos^m \frac{\pi y}{L_p} \right],$$

где x, y – координаты точек распределения поля; $t_p, l_p \in (0,1)$; $n, m = 0,1,2, \dots$ – параметры распределения поля; L_b и L_p – параметры раскрыва антенны; S – площадь облучаемой поверхности.

В результате амплитудное распределение антенной системы запишется в виде:

$$F = \int_S \left[t_p + (1-t_p) \cos^n \frac{\pi x}{L_b} \right] \left[l_p + (1-l_p) \cos^m \frac{\pi y}{L_p} \right] dS. \quad (5)$$

Используя (5) и выбирая необходимым образом вышеперечисленные его параметры, можно с достаточной для практического применения точностью аппроксимировать всевозможные реальные распределения. Амплитудное распределение поля антенны в данной работе принимается косинусным, как самое распространѐнное при практическом использовании.

Для определения параметров эллипса, сформированного пересечением поверхности лопасти с диаграммой направленности антенны, необходимо определить большую и малую полуось ξ и σ (рис. 2). Для упрощения последующих выкладок обозначим: $2/3R_{\text{лопасти}} = R'$.

Тогда с учётом расположения лопасти и параметров диаграммы направленности антенной системы можно записать:

$$\xi = R \operatorname{tg}\left(\frac{\theta_E}{2}\right); \quad \sigma = R \operatorname{tg}\left(\frac{\theta_H}{2}\right). \quad (6)$$

Уравнение эллипса в соответствии с рекомендациями [8] запишется в виде:

$$\frac{(x - R')^2}{\xi^2} + \frac{y^2}{\sigma^2} = 1. \quad (7)$$

Разрешая уравнение (7) относительно $y_{\text{эл}}$, получаем выражение:

$$y = \sqrt{\sigma^2 - \frac{(x - R')^2 \sigma^2}{\xi^2}}. \quad (8)$$

Представим границы лопасти в виде двух параллельных прямых y_1, y_2 , определяемых уравнениями:

$$y_1(\tau) = k(\tau)x + \frac{L}{2}; \quad (9)$$

$$y_2(\tau) = k(\tau)x - \frac{L}{2}; \quad (10)$$

где $k(\tau)$ – угловой коэффициент, характеризующий наклон прямой; τ – момент времени.

Прямые y_1, y_2 расположены друг от друга на расстоянии L (рис. 2), которое зависит от ширины профиля W и угла установки лопасти α (рис. 3):

$$L = W \cos(\alpha), \quad (11)$$

где L – проекция ширины профиля лопасти вертолёта на плоскость, параллельную плоскости излучателя СВЧ-сигнала.

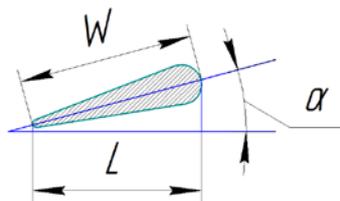


Рис. 3. Параметры установки и поперечное сечение профиля лопасти несущего винта вертолёта

Для моделирования вращения лопасти предлагается изменять угловой коэффициент $k(\tau)$ каждой прямой во времени, и при этом будет изменяться расстояние от кромки лопасти до оси x . Граничные условия для анализируемого положения прямых при изменении k определяются следующими соображениями:

1. Передняя кромка лопасти y_1 пересекается с границей зоны облучения на расстоянии σ от оси x в момент времени τ_1 :

$$y_1 = k(\tau_1)x + \frac{L}{2} = -\sigma; \quad (12)$$

$$k(\tau_1) = \frac{-\sigma + \frac{L}{2}}{x}.$$

2. Задняя кромка лопасти y_2 пересекается с границей зоны облучения на расстоянии σ от оси x в момент времени τ_2 :

$$y_2 = k(\tau_2)x - \frac{L}{2} = \sigma; \quad (13)$$

$$k(\tau_2) = \frac{\sigma - \frac{L}{2}}{x}.$$

Из (12) и (13) получаем мгновенное значение углового коэффициента:

$$k(\tau) = \operatorname{tg} \left[-\operatorname{arctg} \left(\frac{-\sigma + \frac{L}{2}}{x} \right) + 2\pi\tau N \right], \quad (14)$$

где N – количество оборотов в минуту несущего винта вертолѐта.

Для расчѐта необходимо знать точки пересечения x_1, x_2, x_3, x_4 эллипса и линий границ лопасти (рис. 2).

Приравняв выражения (8) и (9) и решив полученное квадратное уравнение, получаем точки пересечения (x_1, x_2) в любой момент времени:

$$k(\tau)^2 x^2 \xi^2 + Lk(\tau) \xi^2 + \left(\frac{L}{2} \right)^2 \xi^2 - \xi^2 \sigma^2 + \sigma(x - R')^2 + \sigma^2 x^2 - 2R'\sigma^2 + x(R')^2 \sigma^2 = 0, \quad (15)$$

$$x_1 = \frac{-b_1 + \sqrt{b_1^2 - 4a_1c_1}}{2a_1}; \quad x_2 = \frac{-b_1 - \sqrt{b_1^2 - 4a_1c_1}}{2a_1},$$

где $a_1 = \xi^2 k(\tau)^2 + \sigma^2$; $b_1 = Lk(\tau) \xi^2 - 2\sigma^2 R'$; $c_1 = \sigma^2 (R')^2 - \xi^2 \sigma^2 + \left(\frac{L}{2} \right)^2 \xi^2$.

Аналогично, приравняв (8) и (10), определим точки пересечения (x_3, x_4) :

$$k(\tau)x - \frac{L}{2} = \sqrt{\sigma^2 - \frac{(x - R')^2 \sigma^2}{\xi^2}}; \quad (16)$$

$$x_3 = \frac{-b_2 + \sqrt{b_2^2 - 4a_2c_2}}{2a_2}; \quad x_4 = \frac{-b_2 - \sqrt{b_2^2 - 4a_2c_2}}{2a_2},$$

где $a_2 = \xi^2 k(\tau)^2 + \sigma^2$; $b_2 = 2\sigma^2 R' + Lk(\tau) \xi^2$; $c_2 = \sigma^2 (R')^2 - \xi^2 \sigma^2 + \left(\frac{L}{2} \right)^2 \xi^2$.

Для определения площади облучаемой поверхности лопасти в любой временной промежуток рассмотрим три её возможных положения:

- первый случай – только передняя кромка лопасти находится в области облучения (рис. 4);
- второй случай – и передняя и задняя кромки находятся в области облучения (рис. 5);
- третий случай – только задняя кромка лопасти находится в области облучения (рис. 4).

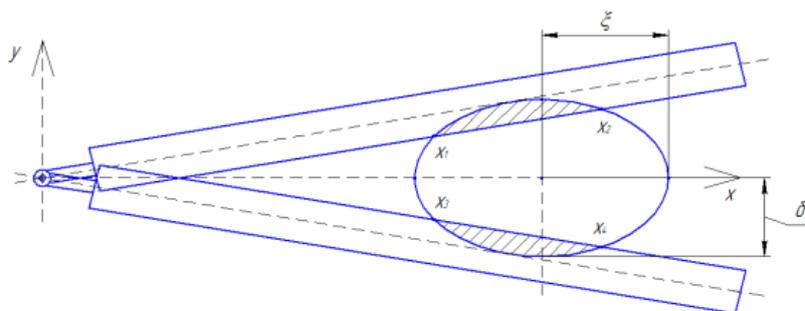


Рис. 4. Облучаемая поверхность лопасти в первом и третьем случаях

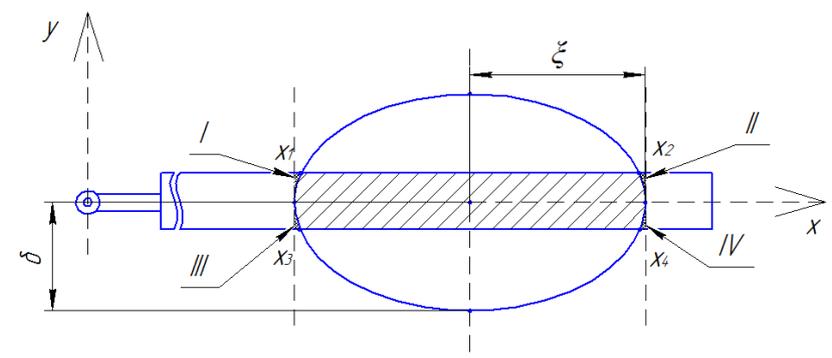


Рис. 5. Облучаемая поверхность лопасти во втором случае

Определим зависимость $k(\tau)$ для первого случая. Приравняв выражения y_1 и y_2 к σ , можно получить угловой коэффициент линии переднего и заднего края лопасти в любой момент времени:

$$y_1 = k(\tau)x + \frac{L}{2} = -\sigma; \quad k(\tau) = \frac{-\sigma + \frac{L}{2}}{x};$$

$$y_2 = k(\tau)x - \frac{L}{2} = -\sigma; \quad k(\tau) = \frac{-\sigma - \frac{L}{2}}{x}.$$

Значения $k(\tau)$ для первого случая будут варьироваться в пределах:

$$\frac{-\sigma + \frac{L}{2}}{x} \leq k(\tau) \text{ – для передней кромки; } \frac{-\sigma - \frac{L}{2}}{x} \geq k(\tau) \text{ – для задней кромки.}$$

В результате площадь облучаемой поверхности $S_{обл}$ в первом случае определится (заштрихованная область на рис. 4), согласно [6; 8], по следующей формуле:

$$S_{обл1} = \int_{R'-\xi}^{x_4} dx \int_{y_2}^{y_{2n}} e^{-j\frac{4\pi}{\lambda}R} dy. \quad (17)$$

Аналогично выводятся значения $k(\tau)$ для второго случая, когда и передняя и задняя кромки находятся в области облучения. Приравняв y_1 и y_2 к σ , можно получить угловой коэффициент линии переднего и заднего края лопасти в любой момент времени. Значения $k(\tau)$ для второго случая будут варьироваться в пределах:

$$\frac{-\sigma + \frac{L}{2}}{x} \leq k(\tau) \leq \frac{\sigma + \frac{L}{2}}{x} \text{ – для передней кромки; } \frac{\sigma - \frac{L}{2}}{x} \geq k(\tau) \text{ – для задней кромки.}$$

Площадь облучаемой поверхности $S_{обл2}$ во втором случае (заштрихованная область на рис. 5), согласно [6; 8], может быть определена выражением:

$$S_{обл2} = \int_{R'-\xi}^{R'+\xi} dx \int_{y_1}^{y_2} e^{-j\frac{4\pi}{\lambda}R} dy - \left[\int_{R'-\xi}^{x_1} dx \int_{y_{2n}}^{y_1} e^{-j\frac{4\pi}{\lambda}R} dy \right] - \left[\int_{x_2}^{R'+\xi} dx \int_{y_{2n}}^{y_1} e^{-j\frac{4\pi}{\lambda}R} dy \right] - \left[\int_{R'-\xi}^{x_3} dx \int_{y_2}^{-y_{2n}} e^{-j\frac{4\pi}{\lambda}R} dy \right] - \left[\int_{x_4}^{R'+\xi} dx \int_{y_2}^{-y_{2n}} e^{-j\frac{4\pi}{\lambda}R} dy \right]. \quad (18)$$

Аналогично получают значения $k(\tau)$ для третьего случая, когда только задняя кромка лопасти находится в области облучения. Приравнивая y_1 и y_2 к σ , можно получить угловой коэффициент линии переднего и заднего края лопасти в любой момент времени. Значения $k(\tau)$ для третьего случая будут варьироваться в пределах:

$$\frac{\sigma + \frac{L}{2}}{x} \geq k(\tau) \text{ – для передней кромки; } \frac{\sigma - \frac{L}{2}}{x} \leq k(\tau) \text{ – для задней кромки.}$$

Площадь облучаемой поверхности $S_{обл3}$ в третьем случае (заштрихованная область на рис. 4), согласно [6; 8], определим выражением:

$$S_{обл3} = \int_{R'-\xi}^{x_2} dx \int_{-y_{2n}}^{y_1} e^{-j\frac{4\pi}{\lambda}R} dy. \quad (19)$$

Аналогично из выражения (5) получим значения F для трёх случаев:

$$F_1 = \int_{R'-\xi}^{x_4} dx \int_{y_2}^{y_{2n}} f(x, y) dy; \quad F_3 = \int_{R'-\xi}^{x_2} dx \int_{-y_{2n}}^{y_1} f(x, y) dy;$$

$$F_2 = \int_{R'-\xi}^{R'+\xi} dx \int_{y_1}^{y_2} f(x, y) dy - \left[\int_{R'-\xi}^{x_1} dx \int_{y_{2n}}^{y_1} f(x, y) dy \right] - \left[\int_{x_2}^{R'+\xi} dx \int_{y_{2n}}^{y_1} f(x, y) dy \right] - \left[\int_{R'-\xi}^{x_3} dx \int_{y_2}^{-y_{2n}} f(x, y) dy \right] - \left[\int_{x_4}^{R'+\xi} dx \int_{y_2}^{-y_{2n}} f(x, y) dy \right].$$

В конечном итоге, подставляя поочерёдно $F_1, F_2, F_3, S_{обл1}, S_{обл2}, S_{обл3}$ в (4), можно построить временную зависимость мощности отражённого сигнала от лопасти несущего винта вертолёта.

При расчёте мощности отражённого сигнала использовались характеристики вертолёта Ми-8, у которого частота вращения винта $N = 192$ об/мин и ширина профиля лопасти $W = 0,52$ м [4], характеристики генератора СВЧ-сигнала (Тигель-8) с частотой 35 ГГц ($\lambda = 8,6$ мм), мощностью излучения $P_i = 8$ мВт и характеристики антенны с коэффициентом усиления $G = 10$ и КПД $\eta = 0,95$. При помощи программного пакета Mathcad 15.0 был реализован предложенный вариант расчёта и на рис. 6 представлены его результаты.

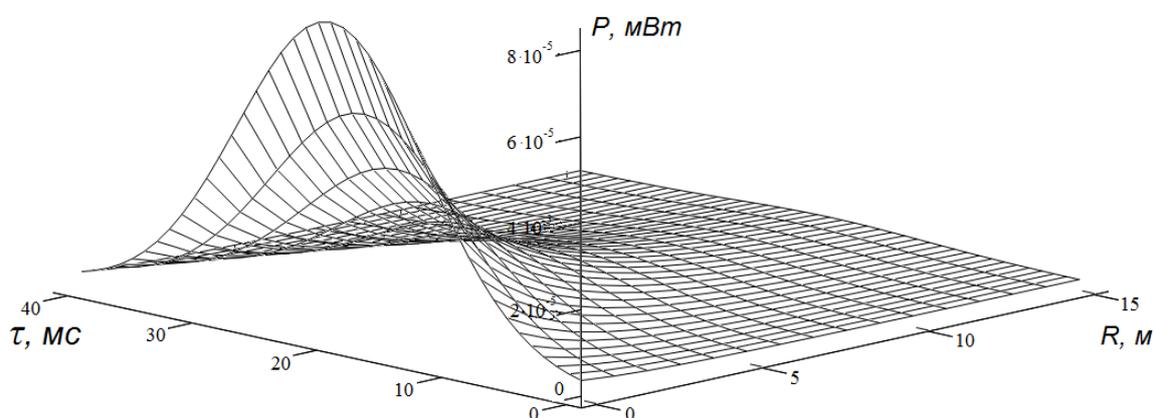


Рис. 6. Временная зависимость мощности сигнала, отражённого от лопасти

Заключение

Предложенная методика расчёта мощности отражённого зондирующего потока СВЧ-излучения от движущейся лопасти несущего винта вертолёта позволяет определить мощность отражённого сигнала в любой момент времени и его длительность на любом расстоянии от лопасти. Таким образом, используя данную модель взаимодействия зондирующего СВЧ-сигнала с лопастью можно определить требуемые характеристики для СВЧ-преобразователя, необходимые для получения достоверных данных о состоянии лопастей вертолёта.

Библиографический список

1. Moir Ch.I. Helicopter blade position detector: Patent US, no. 8190393. Publ. 29.05.2012, PCT/GV2007/001823.
2. Борисов Ю.А., Левко Г.В., Муравьев А.Ю. Способ измерения несоконусности лопастей несущего винта вертолёта и устройство для его осуществления: патент РФ № 2415053 С1; опубл. 27.03.2011, бюл. № 9.
3. Антропов В.Ф., Мартынов А.К., Бураков Г.Б., Дьяченко А.С. Экспериментальные исследования по аэродинамике вертолётов. М.: Машиностроение, 1980. 240 с.
4. Вертолёт Ми-8. Техническое описание. Книга 1. М.: Внешторгиздат, 1986. 120 с.
5. Финкельштейн М.И. Основы радиолокации. М.: Радио и связь, 1983. 536 с.
6. Сайбель А.Г. Основы радиолокации. М.: Советское радио, 1961. 384 с.

7. Шелухин О.И. Радиосистемы ближнего действия. М.: Радио и связь, 1989. 230 с.
8. Бронштейн И.Н., Семендяев К.А Справочник по математике. Л.: ОГИЗ, 1948. 556 с.

MATHEMATICAL DESCRIPTION OF THE INTERACTION BETWEEN A PROBING MICROWAVE SIGNAL AND THE HELICOPTER MAIN ROTOR BLADE

© 2016

- A. I. Danilin** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Radio Engineering Department, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, aidan@ssau.ru
- S. V. Zhukov** postgraduate student of the Radio Engineering Department, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, zhukovsv91@inbox.ru
- M. S. Popov** postgraduate student of the Radio Engineering Department, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, maxpopov1990@mail.ru

The paper deals with the non-contact method of monitoring the integrity of the main rotor blades of a helicopter. The available methods of monitoring the integrity of the main rotor blades of the helicopter are labor-intensive to implement, their reliability is low and they do not allow drawing a general picture of the state of rotor blades in flight. To solve this problem a method based on illumination of the blades by a probing microwave signal is proposed. Particular attention is given to the calculation of the power of the signal reflected from the helicopter main rotor blades. In deriving analytic equations it is assumed that a rotor blade is an undeformed flat metal surface. As a result, a spatial-temporal model of a probing SHF signal reflected from a helicopter's main rotor blade has been obtained and the parameters of the model make it possible to assess the operational status of the main rotor of the helicopter.

Effective radar cross-section; signal power; blade; helicopter; main rotor; probing microwave signal; area of exposed surface.

Citation: Danilin A.I., Zhukov S.V., Popov M.S. Mathematical description of the interaction between a probing microwave signal and the helicopter main rotor blade. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 178-188. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-178-188

References

1. Moir Ch.I. Helicopter blade position detector: Patent US, no. 8190393. Publ. 29.05.2012, PCT/GB2007/001823.
2. Borisov Y.A., Levko G.V., Muravev A.Y. *Sposob izmereniya nesokonushnosti lopastey nesushchego vinta vertoleta i ustroystvo dlya ego osushchestvleniya* [Method to measure non-in-track condition of helicopter rotor blades and device for its realization]. Patent RF, no. 2415053 C1, 2011. (Publ. 27.03.11, bull. no. 9).
3. Antropov V.F., Martynov A.K., Burakov G.B., D'yachenko A.S. *Eksperimental'nye issledovaniya po aerodinamike vertoletov* [Experimental study of helicopter aerodynamics]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1980. 240 p.
4. *Vertolet Mi-8. Tekhnicheskoe opisanie. Kniga 1* [Helicopter MI-8. Technical details. Book 1]. Moscow: Vneshtorgizdat Publ., 1986. 120 p.
5. Finkelshtein M.I. *Osnovy radiolokatsii* [Basics of radiolocation]. Moscow: Radio i Svyaz' Publ., 1983. 536 p.

6. Saybel A.G. *Osnovy radiolokatsii* [Basics of radiolocation]. Moscow: Sovetskoe Radio Publ., 1961. 384 p.

7. Shelukhin O.I. *Radiosistemy blizhnego deystviya* [Short-range radio systems]. Moscow: Radio i Svyaz' Publ., 1989. 230 p.

8. Bronshtien I.N., Semendyaev K.A. *Spravochnik po matematike* [Reference book on mathematics]. Leningrad: OGIZ Publ., 1948. 556 p.

ОСОБЕННОСТИ АВТОДИНОВ МИЛЛИМЕТРОВОГО ДИАПАЗОНА

© 2016

К. А. Игнатков кандидат технических наук, ведущий инженер кафедры технологий и средств связи Института радиотехники и информационных технологий-РТФ, Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина, г. Екатеринбург, k.a.ignatkov@gmail.com

В статье приведены функциональная и эквивалентная схемы автодинного генератора. Рассмотрены особенности формирования автодинных и шумовых характеристик с учётом нелинейности фазовой характеристики автодина. Приведены аналитические выражения для шумового процесса в случае одновременного воздействия на автодин собственного отражённого излучения и собственных шумов. Показано позитивное влияние применения высокодобротного внешнего резонатора на формирование низкочастотных информационных сигналов, проявляющееся в увеличении динамического диапазона, снижении автодинной девиации частоты, сужении спектра СВЧ-излучения. Приведены результаты экспериментального исследования обычных и стабилизированных внешним высокодобротным резонатором автодинов.

Автодин, стабилизация частоты, внешний высокодобротный резонатор, коэффициент внешней обратной связи, коэффициент стабилизации.

Цитирование: Игнатков К.А. Особенности автодинов миллиметрового диапазона // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 189-196.
DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-189-196

Автодины (АД) являются простейшими приёмопередающими устройствами, функционально представляющими собой лишь совокупность автогенератора и средств выделения автодинного отклика. Принцип действия этих устройств основан на автодинном эффекте, состоящем в изменениях параметров колебаний генератора под воздействием собственного отражённого от объекта локации излучения или информационного излучения от стороннего источника. Автогенератор в этих устройствах выполняет одновременно функции радиопередающего устройства и приёмника. Простота конструкции автодинов обеспечивает их низкую стоимость, малые габариты и массу приёмопередающих модулей.

Актуальным является выполнение теоретических и экспериментальных исследований обычных и стабилизированных по частоте внешним высокодобротным резонатором автодинных модулей, изготовленных с применением гибридно-интегральной технологии на основе мезапланарных диодов Ганна КВЧ-диапазона, необходимых для выработки рекомендаций по созданию перспективных автодинных модулей и методики их расчёта. Необходимость исследований автодинных приёмо-передающих устройств миллиметрового (крайне высокочастотного – КВЧ, от 30 до 300 ГГц) диапазона связана с тем, что эти устройства по сравнению с автодинами диапазона СВЧ (от 3 до 30 ГГц) имеют качественные отличия в своём функционировании, а также в подходах к их анализу.

Цель работы – обобщение результатов исследований обычных и стабилизированных по частоте внешним высокодобротным резонатором автодинных модулей миллиметрового диапазона.

Функциональная схема простейшего радиолокатора, у которого автодинный генератор (АД) непосредственно связан с антенной (А) без каких-либо развязывающих элементов, представлена на рис. 1, а. Рабочее смещение на активный элемент (АЭ) автодинного генератора подаётся от источника питания E_{Π} через блок регистрации (БР).

Электромагнитные колебания, вырабатываемые АД, излучаются через приёмопередающую антенну (А) в направлении отражающего объекта (ОО). Отражённое излучение через антенну (А) возвращается в генератор (АД), вызывая в нём автодинный эффект.

Возникающие в результате этого автодинные изменения среднего значения тока или напряжения в цепи питания АЭ генератора преобразуются с помощью простейшей цепи автосмещения или специальной схемы блока регистрации БР в напряжение выходного сигнала u_0 (сигнал «автодетектирования»). Возможно выделение полезного сигнала с помощью дополнительной схемы, которая преобразует автодинные изменения амплитуды или частоты автоколебаний в напряжение выходного сигнала u_1 (сигнал «внешнего детектирования»).

Эквивалентная схема автодина, приведённая к плоскости АЭ, представлена на рис. 1, б. На этой схеме по высокой частоте $Y_{кc}$ отображает проводимость колебательной системы (КС), которая включает в себя также проводимость нагрузки Y_n . Параллельно указанным проводимостям (рис. 1, б) подключены эквивалентные источники мгновенного тока внутренних шумов $j_{ш}(t)$ генератора и воздействия собственного отражённого от объекта излучения $j_c(t, \tau)$, которое запаздывает относительно текущего времени t на время $\tau = 2l/c$, где l – расстояние до отражающей поверхности; c – скорость распространения электромагнитного СВЧ-излучения.

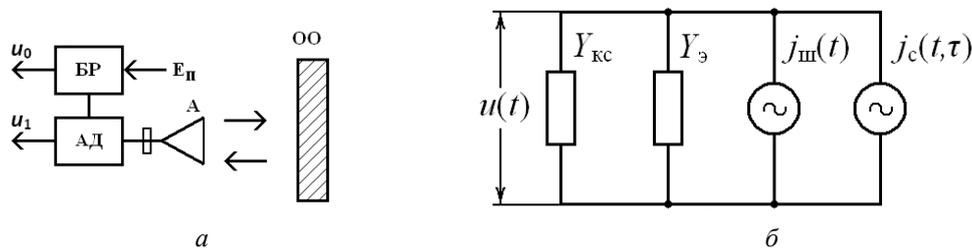


Рис. 1. Функциональная (а) и эквивалентная (б) схемы автодинного генератора

Основными автодинными параметрами генераторов являются коэффициенты автодетектирования K_0 , автодинного усиления K_a и девиации частоты L_a , а характеристиками – зависимости амплитуды $a_1 = \Delta A / A_0$ и частоты $\chi = \Delta \omega / \omega_0$ колебаний и сигнала автодетектирования $i = \Delta I_s / I_{s0}$ от изменений времени запаздывания отражённого излучения [1-3].

Выражения для нормированных относительно максимальных значений амплитудной (АХА) $a_n(\tau_n)$, частотной (ЧХА) $\chi_n(\tau_n)$ характеристик и характеристика автодетектирования автодина (ХАД) $i_n(\tau_n)$ с учётом внутренних и внешних параметров системы «автодин – отражающий объект – автодин» получены на основе результатов анализа эквивалентной схемы (рис. 1, б) в квазистатическом приближении [3; 4]:

$$\chi_n(\tau_n) = \chi(\tau_n) / \chi_m = -\sin[\delta(\tau_n) + \theta]; \quad (1)$$

$$a_n(\tau_n) = a_1(\tau_n) / a_{1m} = \cos[\delta(\tau_n) - \psi_1]; \quad (2)$$

$$i_n(\tau_n) = i(\tau_n) / a_{0m} = \cos[\delta(\tau_n) - \psi_0]; \quad (3)$$

$$\delta(\tau_n) = 2\pi\tau_n - C_{oc} \sin[\delta(\tau_n) + \theta], \quad (4)$$

где $\delta(\tau_n)$ – фазовая характеристика АД (ФХА); $C_{oc} = \chi_m \omega_0 \tau = 2\pi N \Gamma L_a$ – параметр внешней обратной связи автодинной системы (в некоторых работах назван параметром искажений), $i_{0m} = \Gamma K_0$; $a_{1m} = \Gamma K_a$; $\chi_m = \Gamma L_a$ – амплитудные значения соответствующих автодинных откликов; ψ_0 – угол относительного фазового смещения сигнала, регистрируемого в цепи смещения активного элемента; ψ_1 – угол относительного фазового смещения автодинных изменений амплитуды колебаний; θ – угол фазового смещения автодинных изменений частоты автоколебаний. Влияние внешних параметров на формирование автодинных характеристик при его аналитическом анализе отображается посредством обобщённого параметра внешней обратной связи C_{oc} автодинной системы. Влияние на величину данного параметра оказывают: модуль коэффициента отражения $\Gamma(t, \tau) \equiv \Gamma$; дальность до ОО, выраженная в количестве длин полуволн СВЧ-излучения N ; автодинная девиация частоты L_a . Подробнее влияние данного параметра на автодинные характеристики и формирование его величины рассмотрено в [3; 4]. В генераторах КВЧ-диапазона при перемещении отражающего объекта ярко выражено явление нелинейности ФХА, вызванное неравномерностью набега фазы, что ведёт к искажениям в других автодинных характеристиках (рис. 2, кривые 2). Подробно условия наличия и отсутствия искажений рассмотрены в [2].

В ходе исследования автодинных КВЧ-генераторов выявлено, что наиболее эффективным способом снижения величины автодинных искажений выходных сигналов является использование внешнего высокодобротного резонатора. При этом функциональная схема автодина дополняется только лишь самим высокодобротным резонатором, подключённым непосредственно к АД [5].

Степень уменьшения девиации частоты и параметра внешней обратной связи стабилизированного автодина (САД) в работе [5] предложено характеризовать коэффициентом стабилизации $S_f = \frac{L_a}{L_a^{cm}}$, который показывает во сколько раз величина автодинной девиации частоты исследуемого генератора меньше, чем у обычного АД при одном и том же уровне отражённого излучения. Величина параметра внешней обратной связи стабилизированного автодина C_{oc}^{cm} находится с известным параметром C_{oc} внешней обратной связи обычного АД в соотношении $C_{oc} / C_{oc}^{cm} = S_f$. Коэффициент S_f САД является важнейшим, поскольку он характеризует выигрыш по ряду основных параметров автодинной системы [5]. Полученные для стабилизированных автодинов выражения, описывающие автодинные характеристики, качественно совпадают с теми же выражениями для одноконтурных автодинов [5]. При этом нормированные по амплитудному значению автодинные отклики по изменениям тока смещения АЭ $i(\tau_n)$ и амплитуды колебаний $a_1(\tau_n)$ отличаются только углами относительного фазового смещения ψ_0^{ct} и ψ_1^{ct} . Поэтому в исследовании использовано понятие обобщённого отклика $a(\tau_n)$, в котором учитывается угол смещения ψ^{ct} . При этом под $a(\tau_n)$ имеется в виду $i(\tau_n)$ или $a_1(\tau_n)$. Тогда выражения для установившихся значений нормированных характеристик автодинных изменений частоты $\chi_n(\tau_n)$ и обобщённого отклика $a_n(\tau_n)$ примут вид:

$$\chi_n(\tau_n) = \chi(\tau_n) / \chi_m = -\sin[\delta(\tau_n) + \theta], \quad a_n(\tau_n) = a(\tau_n) / a_m = \cos[\delta(\tau_n) - \psi^{ct}],$$

где $\chi_m = \Gamma L_a^{ct}$ и $a_m = \Gamma K_a^{ct}$ или $a_m = \Gamma K_0^{ct}$ – максимальные относительные изменения частоты и обобщённого отклика.

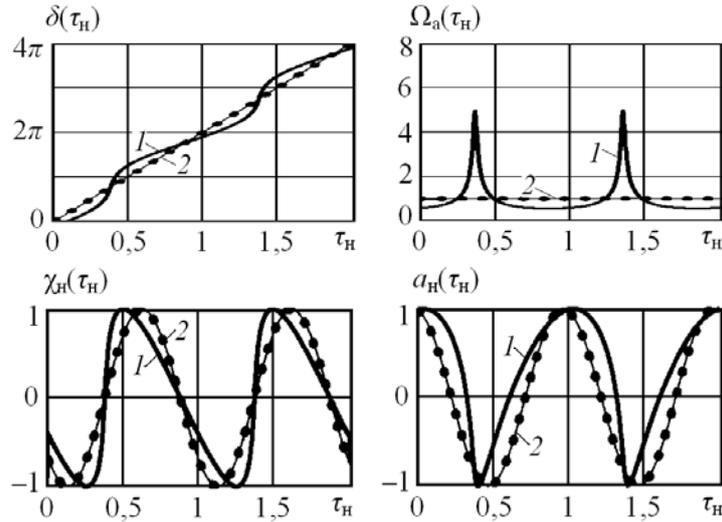


Рис. 2. ФХА $\delta(\tau_n)$ и их производные $\Omega_n(\tau_n)$, ЧХА $\chi_n(\tau_n)$ и АХА $a_n(\tau_n)$, рассчитанные для аналогичных условий функционирования и различных величин параметров искажений: $C_{oc} = 0,8$ для обычного АД (кривые 1), $C_{oc}^{ct} \ll 1$ для САД (кривые 2)

Свойственные обычным АД явления нелинейности фазовой характеристики и искажения сигналов сохраняются и у стабилизированных АД, но уровень этих искажений существенно ниже вследствие меньшего значения величины автодинной девиации частоты, что видно из сравнения кривых 1 и 2 (рис. 2).

Выражения (1) – (4) с учётом внутренних шумов генератора принимают вид:

$$\chi_n(\tau_n, t) = (\chi/\chi_m) = -\chi_{шн}(t) - \sin[\delta(\tau_n, t) + \theta]; \quad (5)$$

$$a_n(\tau_n, t) = (a/a_m) = a_{шн}(t) + \cos[\delta(\tau_n, t) - \psi_1]; \quad (6)$$

$$i_n(\tau_n, t) = (i/i_m) = i_{шн}(t) + \cos[\delta(\tau_n, t) - \psi_0]; \quad (7)$$

$$\delta(\tau_n, t) = 2\pi\tau_n - p_{ш}(t) - C_{oc}\sin[\delta(\tau_n, t) + \theta], \quad (8)$$

где $\chi_{шн}(t)$, $a_{шн}(t)$, $i_{шн}(t)$ – составляющие относительного уровня частотного и амплитудного шума.

В случае одновременного воздействия на АД отражённого излучения и собственных шумов шумовой процесс может быть описан выражениями, полученными как разности (5)–(8) и (1)–(4) [6]:

$$\chi_{шн}(\tau_n, t) = \chi_n(\tau_n, t) - \chi_n(\tau_n) = -\chi_{шн}(t) - \sin[\delta(\tau_n, t) + \theta] + \sin[\delta(\tau_n) + \theta]; \quad (9)$$

$$a_{шн}(\tau_n, t) = a_n(\tau_n, t) - a_n(\tau_n) = a_{шн}(t) + \cos[\delta(\tau_n, t) - \psi_1] - \cos[\delta(\tau_n) - \psi_1]; \quad (10)$$

$$i_{шн}(\tau_n, t) = i_n(\tau_n, t) - i_n(\tau_n) = i_{шн}(t) + \cos[\delta(\tau_n, t) - \psi_0] - \cos[\delta(\tau_n) - \psi_0]; \quad (11)$$

$$\delta_{шн}(\tau_n, t) = \delta(\tau_n, t) - \delta(\tau_n). \quad (12)$$

Для случая, когда уровень сигнала значительно превышает шум, данные выражения для малых компонентов шума можно линеаризовать [6]:

$$\delta_{\text{ш}}(\tau_{\text{н}}, t) = -\chi_{\text{шн}}(t) \frac{C_{\text{oc}}}{2\pi} \frac{d\delta(\tau_{\text{н}})}{d\tau_{\text{н}}}; \quad (13)$$

$$\chi_{\text{шн}}(\tau_{\text{н}}, t) = -\chi_{\text{шн}}(t) \left[1 + \frac{C_{\text{oc}}}{2\pi} \frac{d\delta(\tau_{\text{н}})}{d\tau_{\text{н}}} \frac{d\chi_{\text{н}}(\tau_{\text{н}})}{d\tau_{\text{н}}} \right]; \quad (14)$$

$$a_{\text{шн}}(\tau_{\text{н}}, t) = a_{\text{ш}}(t) - \chi_{\text{ш}}(t) \frac{C_{\text{oc}}}{2\pi} \frac{d\delta(\tau_{\text{н}})}{d\tau_{\text{н}}} \frac{da_{\text{н}}(\tau_{\text{н}})}{d\tau_{\text{н}}}; \quad (15)$$

$$i_{\text{шн}}(\tau_{\text{н}}, t) = i_{\text{ш}}(t) - \chi_{\text{ш}}(t) \frac{C_{\text{oc}}}{2\pi} \frac{d\delta(\tau_{\text{н}})}{d\tau_{\text{н}}} \frac{di_{\text{н}}(\tau_{\text{н}})}{d\tau_{\text{н}}}. \quad (16)$$

Для случая отсутствия шумов, когда $p_{\text{ш}}(t) = \chi_{\text{ш}}(t) = a_{\text{ш}}(t) = i_{0\text{ш}}(t) = 0$, на рис. 3 представлены графики ФХА $\delta(\tau_{\text{н}})$, частотной (ЧХА) $\chi_{\text{н}}(\tau_{\text{н}})$, амплитудной (АХА) $a_{\text{н}}(\tau_{\text{н}})$ характеристик и характеристики автодетектирования (ХАД) $i_{\text{н}}(\tau_{\text{н}})$, рассчитанные при величинах $\gamma = 1$ и $\rho = -0,2$ (верхний ряд характеристик) для значений параметра обратной связи $C_{\text{oc}} = 0,8$ (кривые 1) и $C_{\text{oc}} = 0,08$ (кривые 2).

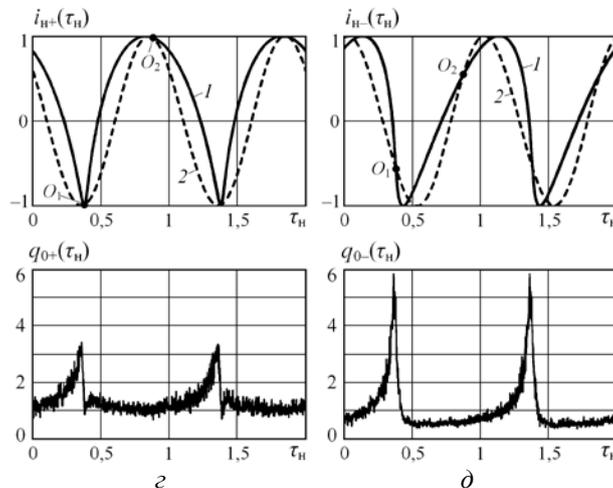
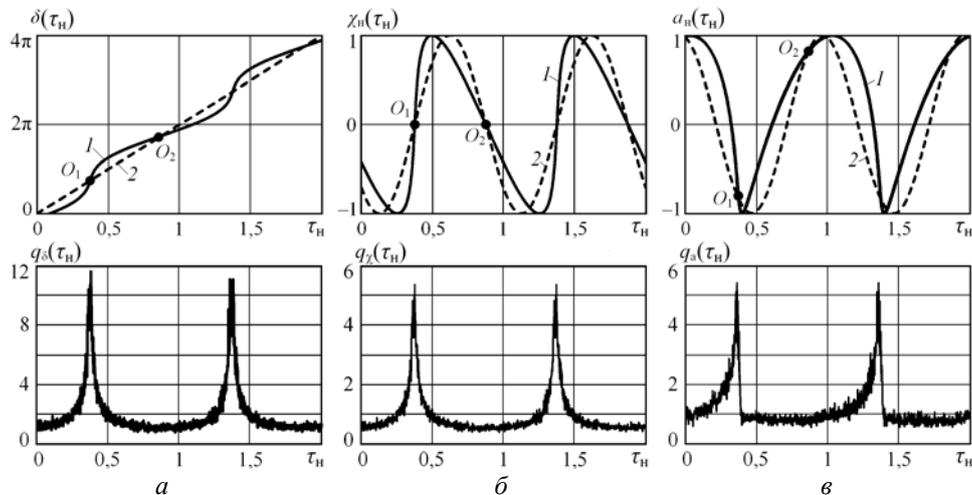


Рис. 3. ФХА (а), ЧХА (б), АХА (в), ХАД (г, д)

и соответствующие им шумовые характеристики $q_{\delta}(\tau_{\text{н}})$, $q_{\chi}(\tau_{\text{н}})$, $q_a(\tau_{\text{н}})$, $q_{0\pm}(\tau_{\text{н}})$

ХАД $i_{н\pm}(\tau_n)$ рассчитаны для различных по знаку значений коэффициента $\kappa_{чд}$: $\kappa_{чд} = 0,2$, (рис. 3, з) и $\kappa_{чд} = -0,2$ (рис. 3, д). Буквами O_1 и O_2 на ЧХА (рис. 3, б) обозначены точки пересечения оси абсцисс. На рис. 3, а; 3, в – д этими же буквами обозначены проекции этих точек на остальные характеристики.

Результаты расчётов относительных изменений среднеквадратических уровней фазового $q_\delta(\tau_n) = \frac{|\overline{\delta_{ш}(\tau_n, t)}|}{|\overline{\delta_{ш}(O_2)}|}$, частотного $q_\chi(\tau_n) = \frac{|\overline{\chi_{ш}(\tau_n, t)}|}{|\overline{\chi_{ш}(t)}|}$, амплитудного $q_a(\tau_n) = \frac{|\overline{a_{ш}(\tau_n, t)}|}{|\overline{a_{ш}(t)}|}$ шума и шума в цепи смещения $q_{i\pm}(\tau_n) = \frac{|\overline{i_{ш}(\tau_n, t)}|}{|\overline{i_{ш}(t)}|}$ АЭ в зависимости от нормированного времени τ_n до отражающей поверхности при принятых выше значениях γ , ρ , $\kappa_{чд}$ и величине параметра обратной связи $C_{oc} = 0,8$ представлены соответственно в виде графиков на рис. 3. Здесь $\delta_{ш}(O_2)$ – среднеквадратический уровень фазового шума в точке O_2 при заданной величине параметра C_{oc} .

При сравнении обычного и стабилизированного автодинов в условиях одинакового уровня отражённого излучения высокое значение коэффициента стабилизации частоты генератора с внешним высокочастотным резонатором обеспечивает значительное уменьшение уровня искажений сигнала и, соответственно, при высоком значении коэффициента стабилизации S_f нестационарность уровня шумов у САД может полностью отсутствовать.

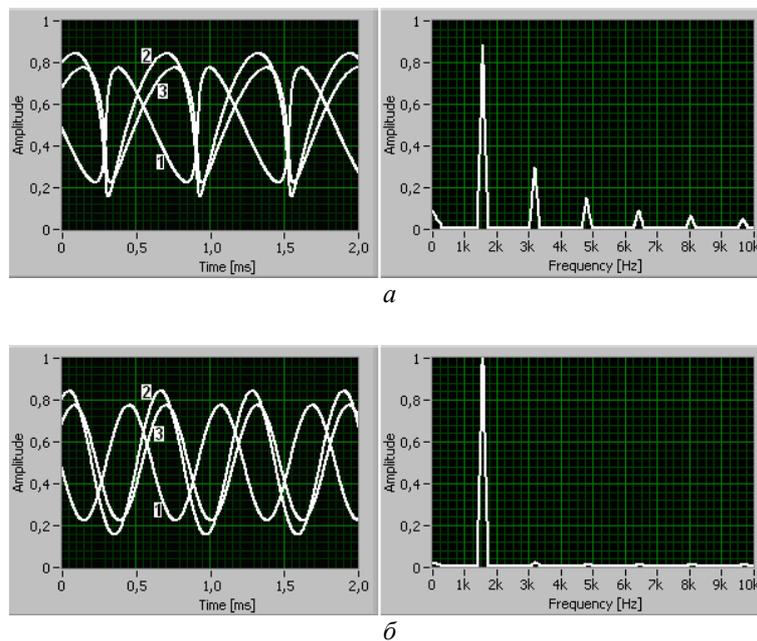


Рис. 4. Осциллограммы (слева) АД отклика по изменению частоты генерации (кривые 1), амплитуды колебаний (кривые 2), сигнала автодетектирования (кривые 3) и спектрограммы (справа) для отклика по изменению амплитуды колебаний обычного (а) и стабилизированного (б) АД, полученные от движущегося отражателя

Для подтверждения выводов теоретического анализа были проведены экспериментальные исследования с использованием автодинного генератора «Тигель-08» 8-миллиметрового диапазона длин волн на основе многомезового диода Ганна. Условия проведения эксперимента для обычного и стабилизированного автодинов были идентичны, при этом расчётные значения параметра искажений получены в первом случае

$C_{oc} \approx 0,8$ и $C_{oc}^{ct} \approx 0,014$ – во втором. Из сравнения указанных величин следует, что коэффициент стабилизации частоты исследуемого САД равен $S_f = C_{oc} / C_{oc}^{ct} \approx 60$. Это означает, что динамический диапазон САД почти на 35 дБ шире, чем у обычного модуля. Из полученных спектрограмм (рис. 4) видно, что уровень высших гармонических составляющих у САД значительно ниже, чем у обычного АД.

Полученные результаты показали преимущества автодинов со стабилизацией частоты перед обычными (нестабилизованными) автодинами по основным параметрам: увеличенный динамический диапазон, сниженная автодинная девиация частоты, суженный спектр СВЧ-излучения. Показана целесообразность разработки и производства новых типов монолитных и гибридно-интегральных автодинных модулей миллиметрового диапазона, стабилизированных дополнительным высокодобротным резонатором. В качестве активного элемента перспективных автодинных модулей целесообразно использование не только мезомезовых ганновских структур, но и полевых транзисторов, частота генерации опытных образцов которых превосходит терагерцовый рубеж.

Автор выражает признательность профессору кафедры технологии и средств связи УрФУ имени первого Президента России Б. Н. Ельцина Носкову Владиславу Яковлевичу за помощь в проведении исследования.

Работа выполнена при финансовой поддержке постановления № 211 Правительства Российской Федерации, контракт № 02.А03.21.0006

Библиографический список

1. Гершензон Е.М., Туманов Б.Н., Бузыкин В.Т., Калыгина В.М., Левит Б.И. Общие характеристики и особенности автодинного эффекта в автогенераторах // Радиотехника и электроника. 1982. Т. 27, № 1. С. 104-112.
2. Воторопин С.Д., Носков В.Я., Смольский С.М. Современные гибридно-интегральные автодинные генераторы микроволнового и миллиметрового диапазонов и их применение. Часть 2. Теоретические и экспериментальные исследования // Успехи современной радиоэлектроники. 2007. № 7. С. 1-34.
3. Носков В.Я., Игнатков К.А., Смольский С.М. Зависимость автодинных характеристик от внутренних параметров СВЧ-генераторов // Радиотехника. 2012. № 6. С. 24-43.
4. Носков В.Я., Игнатков К.А., Смольский С.М. Современные гибридно-интегральные автодинные генераторы микроволнового и миллиметрового диапазонов и их применение. Часть 7. Динамика формирования автодинных и модуляционных характеристик // Успехи современной радиоэлектроники. 2013. № 6. С. 3-52.
5. Носков В.Я., Игнатков К.А., Смольский С.М. Современные гибридно-интегральные автодинные генераторы микроволнового и миллиметрового диапазонов и их применение. Часть 8. Автодины со стабилизацией частоты внешним высокодобротным резонатором // Успехи современной радиоэлектроники. 2013. № 12. С. 3-38.
6. Носков В.Я., Игнатков К.А. Особенности шумовых характеристик автодинов при сильной внешней обратной связи // Известия высших учебных заведений. Физика. 2013. Т. 56, № 12. С. 112-124.

PECULIARITIES OF MILLIMETER RANGE AUTODYNES

© 2016

K. A. Ignatkov Candidate of Science, senior engineer, Department of Communications Facilities and Technologies (CET), Institute of Radioelectronics and Information Technologies, Ural Federal University named after the first President of Russia B.N.Yeltsin, k.a.ignatkov@gmail.com

A functional diagram and an equivalent circuit diagram of an autodyne oscillator are presented in the paper. Features of the formation of autodyne and noise characteristics are discussed taking into account the nonlinearity of autodyne phase characteristics. Analytical expressions for the noise process are given for the case of simultaneous influence of the autodyne's reflected self-radiation and self-noise on the autodyne. The positive influence of the use of an external high-Q resonator on the formation of low-frequency data signals is shown. It consists in the increase of the dynamic range, reduction of autodyne frequency deviation, narrowing of microwave radiation spectrum. The results of experimental research of conventional autodynes and those stabilized by an external high-Q resonator are presented in the paper.

Autodyne; frequency stabilization; external high-Q resonator; ratio of external feedback; stabilization coefficient.

Citation: Ignatkov K.A. Peculiarities of millimeter range autodynes. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 189-196. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-189-196

References

1. Gershenzon E.M., Tumanov B.N., Buzykin V.T., Kalygina V.M., Levit B.I. General characteristics and peculiarities of the autodyne effect in self oscillators // *Radiotekhnika i elektronika*. 1982. V. 27, no. 1. P. 104-112. (In Russ.)
2. Votiropin S.D., Noskov V.Ya., Smohkiy S.M. Modern Ilybrid-Integreted Autodyne Oscillators of Microvave and Millimeter Ranges and Their Application. Part 2. *Uspekhi sovremennoi radioelektroniki*. 2007. No. 7. P. 1-34. (In Russ.)
3. Noskov V.Ya., Ignatkov K.A., Smolskiy S.M. Autodyne Characteristic Dependence on the UHF Oscillators Inherent Parameters. *Radiotekhnika*. 2012. No. 6. P. 24-43. (In Russ.)
4. Noskov V.Ya., Ignatkov K.A., Smolskiy S.M. Modern hybrid-integrated autodyne oscillators of microwave and millimeter-wave ranges and their application. Part 7. Dynamics of formation of autodyne and modulation characteristics. *Uspekhi sovremennoi radioelektroniki*. 2013. No. 6. P. 3-52. (In Russ.)
5. Noskov V.Ya., Ignatkov K.A., Smolskiy S.M. Modern hybrid-integrated autodyne oscillators of microwave and millimeter-wave ranges and their applications. Part 8. Autodynes with frequency stabilization by means of the external high-Q resonator. *Uspekhi sovremennoi radioelektroniki*. 2013. No. 12. P. 3-38. (In Russ.)
6. Noskov V.Ya., Ignatkov K.A. Peculiarities of Noise Characteristics of Autodynes Under Strong External Feedback. *Russian Physics Journal*. 2014. V. 56, Iss. 12. P. 1445-1460. DOI: 10.1007/s11182-014-0198-6

ИОННЫЙ ИСТОЧНИК НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ДМС-01 МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ № 2»

© 2016

- Н. Д. Сёмкин** доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, semkin@ssau.ru
- И. В. Пияков** кандидат технических наук, доцент кафедры конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, pjajakov@ssau.ru
- М. А. Родина** аспирант кафедры конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, rodina.ssau@gmail.com
- Д. В. Родин** кандидат технических наук, доцент кафедры радиотехники, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, rodin@ssau.ru

Рассмотрены основные требования, предъявляемые к ионным источникам для бортовых времяпролётных масс-спектрометров. Приведена аппроксимационная формула для расчёта сечения ионизации вещества-аналита. Показана зависимость вероятности ионизации анализируемого вещества для выбранной конструкции ионного источника. Рассмотрено несколько конструкций источников ионов, обеспечивающих получение необходимой ширины зоны ионизации с помощью подбора параметров источника. Для использования в научной аппаратуре ДМС-01, устанавливаемой на борту малого космического аппарата «АИСТ № 2», выбрана конструкция ионного источника, обеспечивающая увеличение надёжности и срока службы прибора. Приведены результаты лабораторного эксперимента по функционированию данной конструкции источника. Полученные данные подтверждают применимость аппроксимационной формулы Лотца-Дрэвина для определения вероятности ионизации атомов или молекул анализируемого вещества в выбранной конструкции источника ионов.

Источник ионов; времяпролётный масс-спектрометр; бортовой масс-спектрометр; малый космический аппарат; аппроксимационная формула; надёжность; конструкция; вероятность ионизации.

Цитирование: Сёмкин Н.Д., Пияков И.В., Родина М.А., Родин Д.В. Ионный источник научной аппаратуры ДМС-01 малого космического аппарата «АИСТ № 2» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 197-203. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-197-203

Введение

При разработке бортовых приборов необходимо выполнять требования минимизации массовых и габаритных характеристик и требования снижения энергопотребления. Также при проведении космических экспериментов важными параметрами являются высокая надёжность функционирования и длительный срок безотказной работы устройств. Кроме того, существуют специфические требования к ионным источникам, входящим в состав бортовых масс-спектрометров.

Цель данной работы – анализ степени ионизации исследуемого вещества и выбор конструктивных параметров ионного источника.

Требования, предъявляемые к ионным источникам

В масс-спектрометрии используется большое разнообразие ионных источников, соответствующих способу получения ионов. Выбор конкретного типа источника зависит от требований к формируемому ионному пучку и к самому источнику [1].

Основными требованиями являются:

1. Энергетический разброс ионов в пучке должен быть минимальным. Например, для получения в магнитном масс-спектрометре разрешающей способности $R = 1000$ относительный энергетический разброс не должен превышать 0,1% при отсутствии aberrаций источника и анализатора и 0,01% – при их учёте.

2. Должны быть выбраны оптимальные углы расходимости ионного пучка. Их повышение, с одной стороны, приводит к повышению чувствительности масс-спектрометра, а с другой – к росту aberrаций высокого порядка, отрицательно влияющих на разрешающую способность прибора.

3. Ионный ток должен быть стабильным во времени, что обеспечивает отсутствие дополнительной ошибки измерений.

4. Коэффициент использования вещества, равный отношению числа образовавшихся на выходе источника ионов к числу атомов или молекул анализируемого вещества, должен быть максимальным.

5. Ионизация атомов или молекул исследуемого вещества должна быть равновесной.

6. Отношение полезного сигнала ионного источника к фоновому должно быть максимальным.

Вероятность ионизации исследуемого вещества

Ионные источники масс-спектрометров предназначены для получения из нейтральных атомов и молекул вещества направленных пучков ионов [2]. Сечение ионизации атомов или молекул анализируемого вещества электронами, эмиттируемыми катодом, определяется с помощью аппроксимационной формулы Лотца-Дрэвина [3]:

$$\sigma = 2,66 \pi a_0^2 l \frac{R_d^2}{U_i^2} \beta_1 \frac{\frac{U}{U_i} - 1}{\left(\frac{U}{U_i}\right)^2} \ln \left(1,25 \beta_2 \frac{U}{U_i} \right), \quad (1)$$

где a_0 – радиус первой боровской орбиты атома водорода; l – число валентных электронов на внешней оболочке ионизируемого атома; R_d – потенциал ионизации атома водорода по Ридбергу; U – энергия ионизирующих электронов; U_i – потенциал ионизации атома или молекулы; β_1 и β_2 – аппроксимирующие коэффициенты.

Вероятности ионизации для гелия (He), азота (N₂) и углекислого газа (CO₂), рассчитанные по формуле (1), приведены на рис. 1.

Разброс ионов по энергиям существенно зависит от конструкции ионного источника и способа получения ионов.

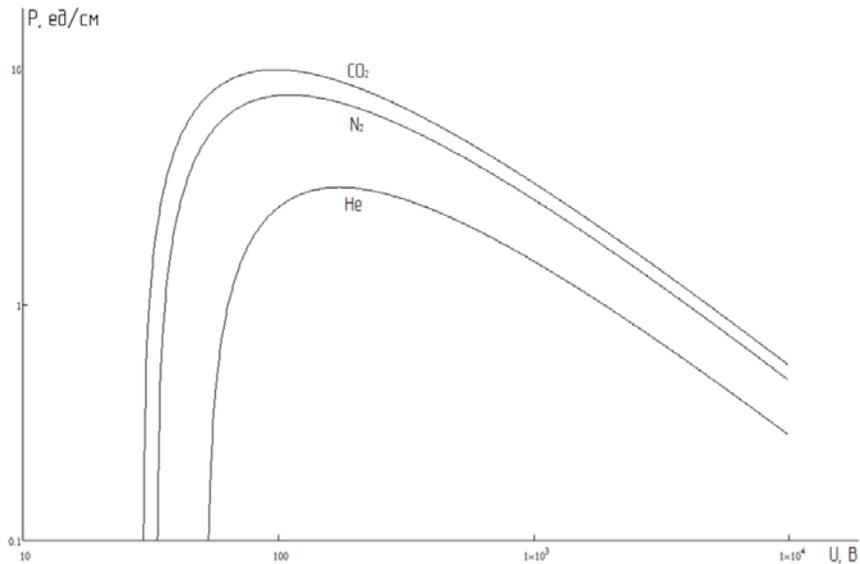


Рис. 1. Вероятность ионизации в зависимости от напряжения согласно аппроксимационной формуле Лотца-Дрэвина

Конструкции ионных источников

В работе [4] была предложена конструкция ионного источника, схематическое изображение которой показано на рис. 2.

На рис. 2 обозначено: 1 – выходная сетка источника ионов; 2 – ускоряющая сетка, формирующая зону ионизации; 3 – запирающая сетка; 4 – нить накала; 5 – отражатель электронов; Кл – ключ, управляющий запирающей сеткой; $U_{инп}$ – источник питания ионной пушки; $U_{кл}$ – источник питания ключа; $U_{зап}$ – запускающий импульс; U_n – напряжение питания нити накала; U_1 – опорное напряжение ключа; U_2 – опорное напряжение накала.

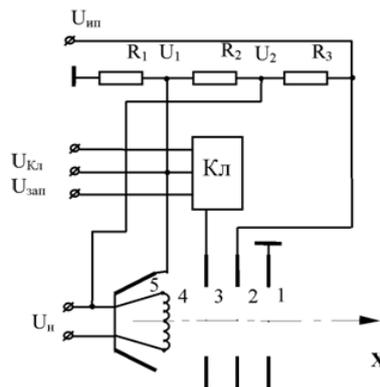


Рис. 2. Ионный источник

Преимуществом данного типа ионных источников является возможность получения необходимой ширины зоны ионизации подбором параметров источника $U_{зап}$, $U_{инп}$ и расстояния между сетками 1, 2 и 3.

Регулировкой ускоряющей разности потенциалов можно получить ионный пучок с заданным энергетическим распределением. Также данная конструкция затрудняет

попадание электронов в объём масс-анализатора, что значительно уменьшает уровень шумов на входе приёмника.

Для времяпролётного масс-спектрометра был разработан ионный источник с накоплением электронов (рис. 3), конструкция которого соответствует приведённой на рис. 2 и обладает высокой вероятностью ионизации исследуемого газа при относительно малом ионном потоке вследствие наличия малого окна.

Преимуществом разработанного источника является аксиально-симметричное расположение нити накала, ускоряющей и запирающей сеток. Благодаря такому расположению не требуется синхронизация импульсов выталкивающего и ускоряющего напряжений, что значительно упрощает настройку данного типа источника ионов.

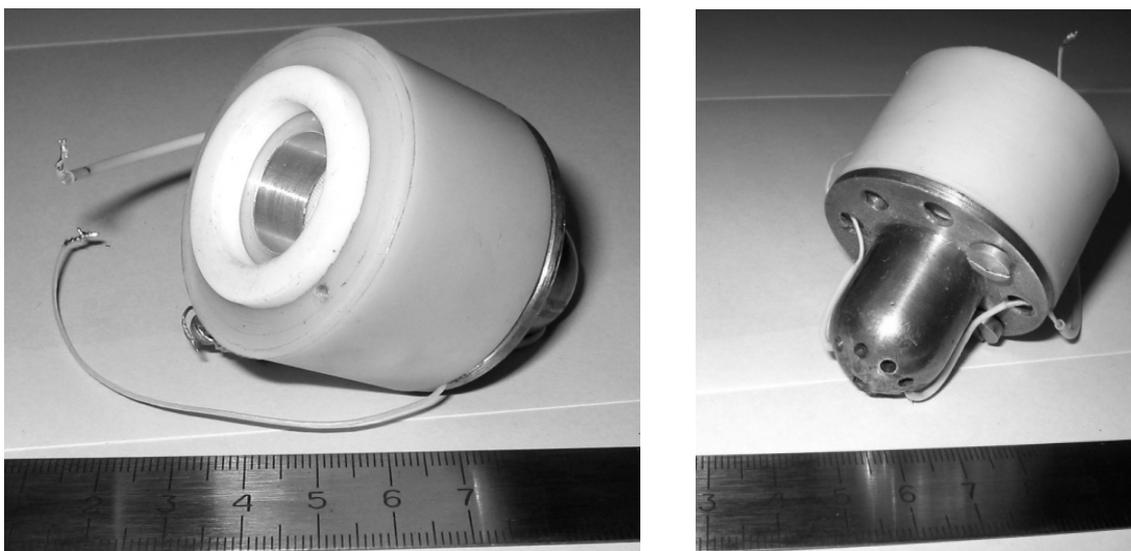


Рис. 3. Внешний вид ионного источника для времяпролётного масс-спектрометра

Недостатком такой конструкции является малый срок службы катода электронной пушки, требующий его периодической замены. В условиях проведения космических экспериментов такая замена невозможна. Поэтому для научной аппаратуры ДМС-01, предназначенной для установки на борту малого космического аппарата «АИСТ № 2», была разработана конструкция источника ионов с пятикратным резервированием канала ионизации (рис. 4).

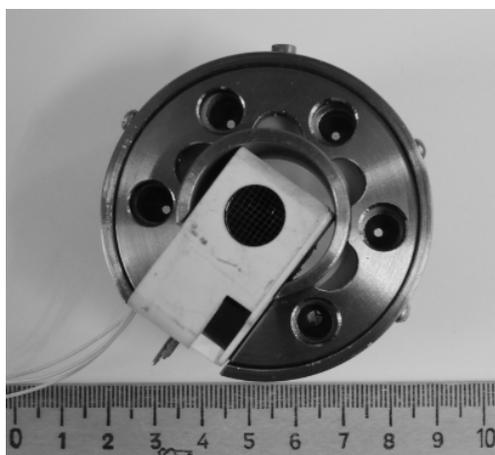


Рис. 4. Ионный источник с пятикратным резервированием

Экспериментальная проверка функционирования выбранного ионного источника с пятикратным резервированием, конструкция которого представлена на рис. 4, проводилась в вакуумной камере типа УВН. Приёмник ионов располагался на расстоянии 20 см от источника.

Осциллограммы ионных токов, равных 95 и 135 эВ, в зависимости от времени представлены на рис. 5 и рис. 6 соответственно.



Рис. 5. Осциллограмма ионного тока, равного 95 эВ

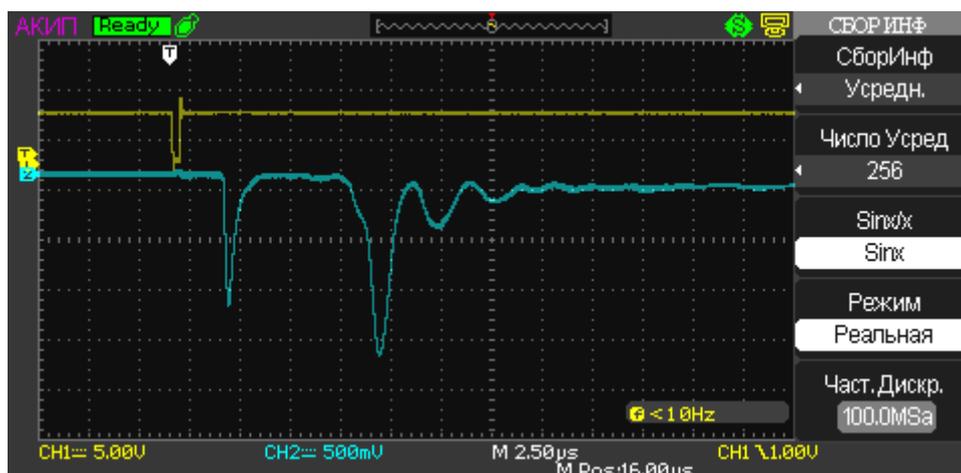


Рис. 6. Осциллограмма ионного тока, равного 135 эВ

Как видно из рис. 5, 6, вероятность ионизации анализируемого вещества для ионного тока, равного 135 эВ, в полтора-два раза превосходит вероятность ионизации для ионного тока, равного 95 эВ. Полученные экспериментальные данные согласуются с теоретическими величинами, рассчитанными с помощью аппроксимационной функции Лотца-Дрэвина (1).

Заключение

В выбранной конструкции ионного источника благодаря дублированию электронных излучателей увеличивается его надёжность и срок службы. Это объясняется тем, что при прекращении корректной работы термокатода начинает использоваться один из резервных термокатодов. Пятикратное резервирование канала ионизации позволяет продлить срок службы источника ионов в пять раз, что является особенно важ-

ным при его использовании в научной аппаратуре ДМС-01 на борту малого космического аппарата «АИСТ № 2».

Экспериментальные данные подтверждают возможность использования аппроксимационной формулы Лотца-Дрэвина для определения вероятности ионизации анализируемого вещества в ионном источнике выбранной конструкции.

Библиографический список

1. Chhabil D. Fundamentals of contemporary mass spectrometry. New Jersey: John Wiley & Sons, 2007. 587 p.
2. Котин В.В. Технология ионных источников: уч. пособие. М.: Московский инженерно-физический институт, 1990. 81 с.
3. Crandall D.H. Electron impact ionization of multicharged ions // *Physica Scripta*. 1981. V. 23, Iss. 2. P. 153-162. DOI: 10.1088/0031-8949/23/2/015
4. Родин Д.В., Пияков И.В. Ионный источник времяпролётного масс-спектрометра для космических исследований // Сб. трудов XI международной научно-технической конференции «Физика и технические приложения волновых процессов». Екатеринбург: Уральский федеральный университет, 2012. С. 280-282.

ION SOURCE OF DMS-01 SCIENTIFIC EQUIPMENT FOR «AIST No 2» SMALL SPACECRAFT

© 2016

N. D. Semkin

Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, semkin@ssau.ru

I. V. Piyakov

Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, piyakov@ssau.ru

M. A. Rodina

postgraduate student of the Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, rodina.ssau@gmail.com

D. V. Rodin

Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Radio Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, rodin@ssau.ru

The main requirements imposed upon ion sources for on-board time-of-flight mass spectrometers are considered in the paper. An approximate formula to calculate the ionization cross section of an analyte substance is given. The dependence of the probability of analyte ionization for the selected ion source design is shown. Several designs of ion sources are proposed that provide the required width of the zone of ionization by selecting source parameters. A design of the ion source providing increased reliability and lifetime of the unit is selected for the use in scientific equipment DMS-01 installed aboard small spacecraft «AIST number 2». The results of a laboratory experiment on the operation of this design of the source are presented. The data obtained confirm the applicability of the Lotz-Drevin's approximation formula to determine the probability of ionization of atoms or molecules of an analyte in the chosen design of the ion source.

Ion source; time-of-flight mass spectrometer; on-board mass spectrometer; small spacecraft; approximation formula; reliability; construction; ionization probability.

Citation: Semkin N.D., Piyakov I.V., Rodina M.A., Rodin D.V. Ion source of DMS-01 scientific equipment for «AIST no 2» small spacecraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 197-203. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-197-203

References

1. Chhabil D. Fundamentals of contemporary mass spectrometry. New Jersey: John Wiley & Sons, 2007. 587 p.
2. Kotin V.V. *Tekhnologiya ionnykh istochnikov: uch. posobie* [The technology of ion sources: Textbook]. Moscow: Moscow Engineering Physics Institute Publ., 1990. 81 p.
3. Crandall D.H. Electron impact ionization of multicharged ions. *Physica Scripta*. 1981. V. 23, Iss. 2. P. 153-162. DOI: 10.1088/0031-8949/23/2/015
4. Rodin D.V., Piyakov I.V. Ionnyy istochnik vremyaproletnogo mass-spektrometra dlya kosmicheskikh issledovaniy. *Sb. Trudov XI mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Fizika i tekhnicheskie prilozheniya volnovykh protsessov»*. Ekaterinburg: Ural Federal University Publ., 2012. P. 280-282. (In Russ.)

ИССЛЕДОВАНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ОТРАЖЕНИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ИМПУЛЬСНОГО СИГНАЛА ОТ НАНОМАТЕРИАЛОВ

© 2016

Б. В. Скворцов доктор технических наук, профессор кафедры электротехники, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, aps@ssau.ru

Д. М. Живоносная аспирант, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, Jivonosnovsky@mail.ru

В статье рассматривается актуальная задача контроля электромагнитных параметров тонких плёнок и наноматериалов. Представлено обоснование метода бесконтактного контроля таких электромагнитных параметров как проводимость, а также диэлектрическая и магнитная проницаемости. Предложенный метод основан на зондировании контролируемой поверхности импульсным электромагнитным сигналом с последующим его анализом. Приведены аналитические соотношения, связывающие амплитуду и фазу отражённого сигнала с его спектральной составляющей, коэффициентом отражения, волновыми сопротивлениями контролируемой среды и среды распространения сигнала, а также с конструктивными параметрами измерительной системы, такими как угол падения зондирующего импульса и расстояния до объекта измерения. Произведён поиск диапазона эффективных измерений, позволяющий определить область применения метода, и анализ полученных зависимостей. Приведены графики зависимостей амплитуды и фазы отражённого сигнала от основных электромагнитных характеристик исследуемого материала.

Наноматериалы; проводимость; диэлектрическая проницаемость; магнитная проницаемость.

Цитирование: Скворцов Б.В., Живоносная Д.М. Исследование коэффициента отражения электромагнитного импульсного сигнала от наноматериалов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 204-208. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-204-208

Задача определения таких электромагнитных параметров (ЭМП) наноматериалов как проводимость (σ), диэлектрическая (ϵ) и магнитная (μ) проницаемости является важной для создания различных электронных приборов и защитных материалов, в том числе STELS-технологий. В работе [1] представлен способ измерения ЭМП, заключающийся в том, что излучатель, находящийся в среде с известными электромагнитными параметрами $\mu_1, \sigma_1, \epsilon_1$ (как правило, это газовая среда), формирует направленный импульсный электромагнитный сигнал, падающий на материал с контролируемыми электромагнитными параметрами $\mu_x, \sigma_x, \epsilon_x$ под углом θ_1 . Отражённый от поверхности сигнал, попадающий в приёмник, несёт в себе информацию об искомых электромагнитных параметрах. Амплитуда $A(\omega)$ и фаза $\varphi(\omega)$ спектра отражённого от контролируемой плёнки сигнала определяются по формулам, приведённым в [2]:

$$A(\omega) = |G(j\omega)| |S(0, j\omega)| e^{-\alpha(\omega)R}; \quad (1)$$

$$\varphi(\omega) = \varphi_G(\omega) + \varphi_0(\omega) + \frac{\omega R}{V_\phi(\omega)}, \quad (2)$$

где $G(j\omega) = \frac{1}{2} \left[\frac{Z_2 \cos \theta_1 - Z_1 \cos \theta_2}{Z_2 \cos \theta_1 + Z_1 \cos \theta_2} + \frac{Z_2 \cos \theta_2 - Z_1 \cos \theta_1}{Z_2 \cos \theta_2 + Z_1 \cos \theta_1} \right] = |G(j\omega)| e^{\varphi_G(\omega)}$ – коэффициент отражения;

$Z_1 = \sqrt{\frac{j\omega\mu}{\sigma + j\omega\varepsilon}}$; $Z_2 = \sqrt{\frac{j\omega\mu_x}{\sigma_x + j\omega\varepsilon_x}}$ – волновые сопротивления среды зондирования и отражающей среды соответственно; $\varphi_G(\omega) = \arg G(j\omega)$ – фаза коэффициента отражения;

$$\theta_2 = \arcsin \left[\frac{\mu(\varepsilon\omega + \sqrt{\sigma^2 + \varepsilon^2\omega^2})}{\mu_x(\varepsilon_x\omega + \sqrt{\sigma_x^2 + \varepsilon_x^2\omega^2})} \sin \theta_1 \right];$$

$V_\phi = \sqrt{\frac{2\omega}{\mu(\varepsilon\omega + \sqrt{\sigma^2 + \varepsilon^2\omega^2})}}$; $\alpha = \sqrt{\frac{\mu\omega(\sqrt{\sigma^2 + \varepsilon^2\omega^2} - \varepsilon\omega)}{2}}$ – соответственно фазовая скорость и коэффициент затухания электромагнитного сигнала в среде зондирования;

$|S(0, j\omega)|$ – модуль спектра зондирующего импульса; $\varphi_0(\omega) = \text{arctg} \frac{\sigma}{\omega\varepsilon}$ – фаза спектра зондирующего импульса; μ, σ, ε – электромагнитные параметры среды зондирования;

θ_1, R – соответственно угол падения и путь электромагнитного сигнала от излучателя до приёмника (конструкционные параметры).

Произведём поиск диапазона эффективных измерений электромагнитных параметров по формулам (1)–(2) путём расчёта амплитуды и фазы спектра отражённого импульса при изменении одного из параметров и фиксации двух других.

Амплитуда отражённого сигнала увеличивается с ростом магнитной и диэлектрической проницаемостей (рис. 1, а, б), как и фаза с ростом магнитной проницаемости (рис. 1, в). Однако при возрастании диэлектрической проницаемости в фазе сигнала наблюдается ярко выраженный минимум, связанный с особенностями изменения аргумента коэффициента отражения (рис. 1, в).

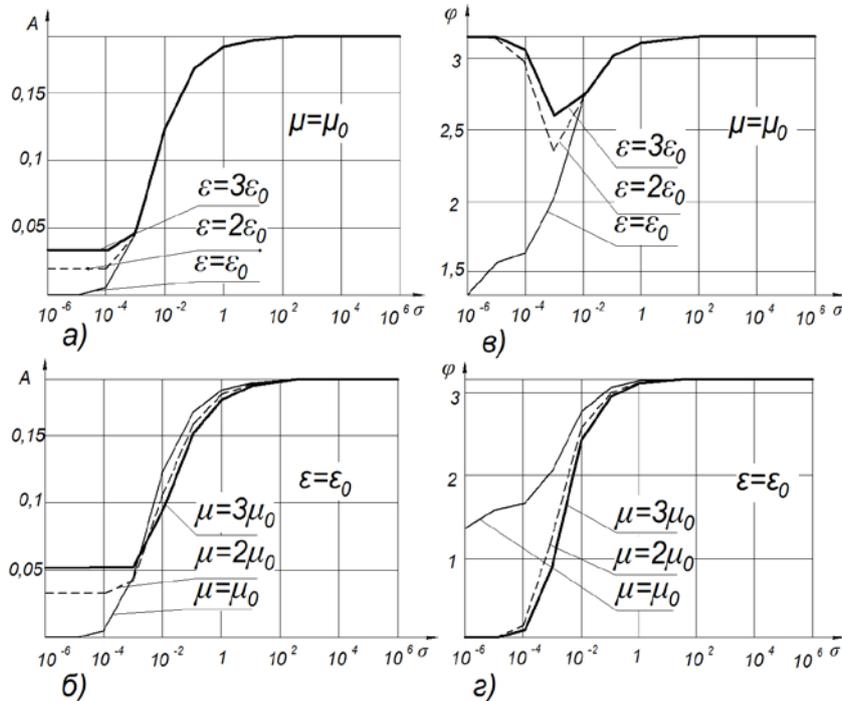


Рис. 1. Зависимость амплитуды (а, б) и фазы (в, г) отражённого сигнала от электрической проводимости при различных диэлектрических и магнитных проницаемостях ($\mu_0 = 1.256 \cdot 10^{-6}$, $\varepsilon_0 = 8.854 \cdot 10^{-12}$)

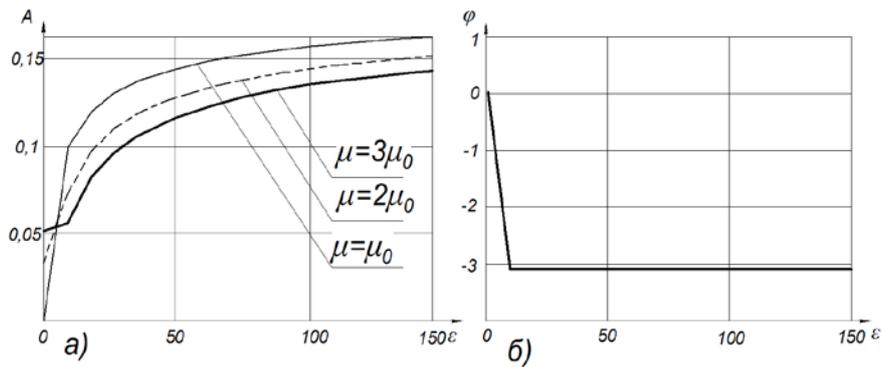


Рис. 2. Зависимость амплитуды (а) и фазы (б) отражённого сигнала от диэлектрической проницаемости при различных магнитных проницаемостях ($\sigma=0$)

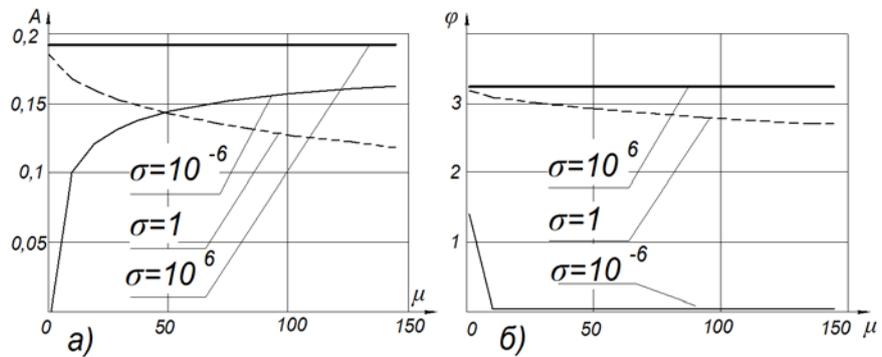


Рис. 3. Зависимость амплитуды (а) и фазы (б) отражённого сигнала от магнитной проницаемости при различных электрических проводимостях ($\epsilon=\epsilon_0$)

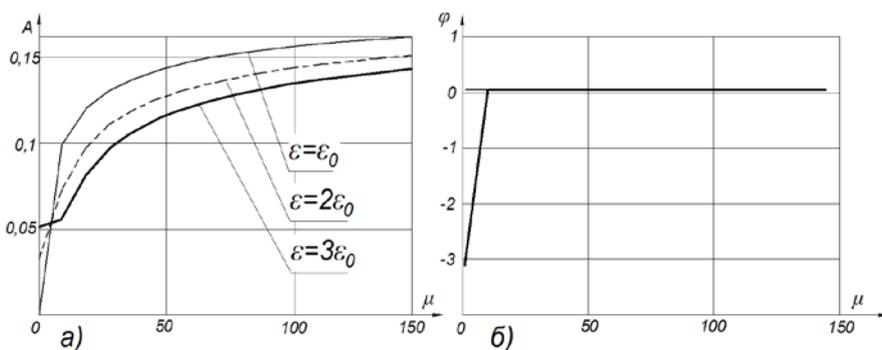


Рис. 4. Зависимость амплитуды (а) и фазы (б) отражённого сигнала от магнитной проницаемости при различных значениях диэлектрической проницаемости ($\sigma=0$)

Из рис. 2 следует, что изменение магнитной проницаемости при нулевом значении проводимости слабо влияет на фазу сигнала из-за специфики изменения волнового сопротивления среды.

Расчёты показали, что амплитуда и фаза спектра отражённого сигнала изменяются с ростом магнитной проницаемости при проводимостях менее 10^2 [1/Ом·м] и не зависят от магнитной проницаемости при больших проводимостях (рис. 3).

На рис. 4 приведены зависимости параметров отражённого сигнала от магнитной проницаемости материала при различных значениях диэлектрической проницаемости.

Амплитуда отражённого сигнала возрастает с увеличением магнитной проницаемости. Фаза слабо зависит от данных параметров.

Нелинейность полученных характеристик вполне ожидаема и связана с резонансным характером дисперсионных процессов электронного взаимодействия внутреннего поля материалов с внешним возбуждающим сигналом. Расчёты проводились в пакете «Mathcad» для частоты $\omega = 10^8$. Длительность импульсного сигнала $\tau = 10^{-7}$ с.

Полученные результаты позволяют определить границы поиска электромагнитных параметров тонких плёнок и наноматериалов при их измерениях методом импульсного зондирования и создают базу априорных данных для определения электромагнитных параметров методом электромагнитного зондирования наноматериалов.

Статья содержит результаты прикладных научных исследований, проводимых при финансовой поддержке Минобрнауки России. Уникальный идентификатор прикладных научных исследований RFMEFI57414X0094.

Библиографический список

1. Борминский С.А., Скворцов Б.В., Солнцева А.В. Устройство бесконтактного контроля электромагнитных параметров тонких плёнок и наноматериалов: патент РФ № 156519; заявл. 8.07.15; опубл. 11.10.15; бюл. № 31.

2. Скворцов Б.В., Живоносная Д.М., Курылёва П.А. Теоретические основы бесконтактных измерений электромагнитных параметров наноматериалов // Сборник тезисов докладов пятой международной конференции «От наноструктур, наноматериалов и нанотехнологий к наноиндустрии». Ижевск: Ижевский государственный технический университет, 2015. С. 221-222.

RESEARCH OF THE COEFFICIENT OF REFLECTION OF THE ELECTROMAGNETIC PULSE FROM THIN FILMS AND NANOMATERIALS

© 2016

B. V. Skvortsov Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Electrical Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, aps@ssau.ru

D. M. Zhivonosnovskaya postgraduate student, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, Jivonosnovsky@mail.ru

The article deals with the vital task of measuring electromagnetic parameters of thin films and nanomaterials based on the sensing of surface controlled by pulsed electromagnetic signal. A method of non-contact control of such parameters as conductivity, as well as dielectric and magnetic permeability is justified. The proposed method is based on the sensing of the controlled surface by a pulsed electromagnetic signal with its subsequent analysis. Analytical relations that relate the phase and amplitude of the reflected signal to its spectral component, coefficient of reflection, self-surge impedances of the controlled medium and the signal propagation medium, as well as to the design parameters of the measurement system, such as the angle of incidence of the probing pulse and the distance to the object of measurement are presented. A brief mathematical description of the method is given. The dependence of the parameters of the reflected signal on the basic electromagnetic properties of materials is demonstrated.

Nanomaterials; conductivity; dielectric constant and magnetic permeability.

Citation: Skvortsov B.V., Zhivonosnovskaya D.M. Research of the coefficient of reflection of the electromagnetic pulse from thin films and nanomaterials. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 204-208. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-204-208

References

1. Borminskiy S.A., Skvortsov B.V., Solntseva A.V. *Ustroystvo beskontaktnogo kontrolya elektromagnitnykh parametrov tonkikh plenok i nanomaterialov* [Device of non-contact control of electromagnetic parameters of thin films and nanomaterials]. Patent RF, no. 156519; 2015. (Publ. 11.10.15, bull. no. 31).

2. Skvortsov B.V., Zhivonosnovskaya D.M., Kuryleva P.A. Teoreticheskie osnovy beskontaktnykh izmereniy elektromagnitnykh parametrov nanomaterialov. *Sbornik tezisov dokladov pyatoy mezhdunarodnoy konferentsii «Ot nanostruktur, nanomaterialov i nanotekhnologiy k nanoindustrii»*. Izhevsk: Kalashnikov Izhevsk State Technical University Publ., 2015. P. 221-222. (In Russ.)

ВЛИЯНИЕ АСИММЕТРИЧНЫХ НАЧАЛЬНЫХ НЕСОВЕРШЕНСТВ ФОРМЫ НА СВОБОДНЫЕ КОЛЕБАНИЯ ТОНКИХ ОБОЛОЧЕК

© 2016

С. В. Серёгин кандидат технических наук, старший научный сотрудник управления научно-исследовательской деятельностью, Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет, Seregin-komsHome@yandex.ru

В рамках теории пологих оболочек изучается влияние начальных отклонений от идеальной круговой цилиндрической формы на изгибные колебания тонких изотропных оболочек. В работе впервые показана возможность возникновения дополнительной зоны расщепления изгибного частотного спектра, обусловленная наличием у оболочки начальных несовершенств формы. Установлено, что расщепление частотного спектра имеет место не только в случаях, когда число волн окружных динамических деформаций равно числу волн несовершенств формы оболочки, как это принято считать в настоящее время, но и в случаях, когда число формообразующих волн в два раза меньше волн несовершенств формы. В первом случае обе расщеплённые частоты ниже соответствующих частот колебаний идеальной оболочки. Установлено, что при некоторых геометрических параметрах оболочки частоты радиальных колебаний могут быть соизмеримыми с изгибными. Решения, учитывающие взаимодействие сопряжённых изгибных и радиальных форм колебаний, дополнены новыми результатами и выводами. Сделан вывод, что при действии периодических нагрузок, неизбежно возникающих в условиях эксплуатации оболочечных конструкций, нерезонансные зоны, определённые согласно традиционному подходу, по существу могут оказаться резонансными. Резонансно опасные режимы колебаний оболочечных конструкций с неправильностями такого рода могут возникать на частотах, намного меньших или больших, чем это предсказывает традиционная теория. Такое поведение несовершенных оболочек может привести к высокому напряжённому-деформируемому состоянию конструкции и сложным видам динамической неустойчивости в условиях эксплуатации. Полученные в этой работе результаты и выводы требуют уточнения уже решённых ранее задач динамики оболочек с несовершенствами формы.

Оболочка, начальные неправильности, несовершенства, формы, изгибные, радиальные колебания, расщепление, частотный спектр, параметр волнообразования, резонанс.

Цитирование: Серёгин С.В. Влияние асимметричных начальных несовершенств формы на свободные колебания тонких оболочек // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 209-222. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-209-222

Введение

Тонкие круговые цилиндрические оболочки широко используются в качестве основных несущих элементов, применяемых в авиастроении, кораблестроении, ракетостроении, космической технике. Такие конструкции имеют неизбежные начальные отклонения от идеальной круговой формы, обусловленные изготовлением их на производстве или конструктивными особенностями при проектировании судов, ракет и космических аппаратов.

В условиях эксплуатации оболочки подвергаются интенсивным динамическим нагрузкам, в результате которых могут происходить сложные, нестационарные процессы и специфические явления, приводящие к высоким напряжённому-деформируемым состояниям (НДС) и динамической неустойчивости конструкций [1].

Большая часть работ в научной литературе посвящена изучению устойчивости геометрически несовершенных оболочек [2–5], определению их НДС [6–8] и несущей способности [9–12]. Меньшая их часть посвящена изучению динамических процессов в тонких оболочках [13–15]. Краткий обзор работ по расчёту оболочек с несовершенствами формы представлен в [16–19].

В настоящее время принято считать, что осесимметричная часть динамического прогиба оказывает существенное влияние только на нелинейное поведение оболочек, а при колебаниях с малыми амплитудами, при решении таких задач, в математической модели достаточно учитывать лишь сопряжённые изгибные формы [18–20].

Однако в работе [21] на примере более простой (предельной) задачи колебаний бесконечно длинной круговой цилиндрической оболочки – кольца, находящегося в условиях плоской деформации, показано, что уже в линейной постановке учёт радиальных колебаний приводит как к качественно, так и количественно лучшим результатам, чем взаимодействие лишь сопряжённых изгибных форм. Результаты этой работы качественно согласуются с численными исследованиями [22; 23]. Предложенная математическая модель получила свое распространение в задачах динамики оболочек конечной длины, несущих присоединённую массу, ослабленных отверстием, в которых позволила устранить ряд качественных противоречий и установить новые эффекты и особенности взаимодействия сопряжённых изгибных форм с радиальными [24–26]. Результаты этих работ хорошо согласуются с численными исследованиями [27–30], в которых также обозначены противоречия и погрешности аналитических решений.

Настоящая работа является продолжением исследования [21; 22] в том плане, что полученные результаты для предельной задачи – колебаний изолированного, геометрически несовершенного кольца, обобщаются на случай колебаний оболочки уже конечной длины, имеющей начальные отклонения от идеальной круговой формы.

Математическая модель

Пусть шарнирно опёртая по торцам круговая цилиндрическая оболочка массой M_0 , радиусом R , длиной l и толщиной h совершает малые изгибные колебания вблизи зоны основного резонанса.

Линеаризованные уравнения движения. Анализ основывается на известных уравнениях теории пологих оболочек, которые для изотропной несовершенной оболочки имеют вид [32]:

$$\begin{aligned} \frac{D}{h} \nabla^4 w &= \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} + \frac{1}{R} \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} - \rho \frac{\partial^2 w}{\partial t^2}, \\ \frac{1}{E} \nabla^4 \Phi &= -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} - \frac{1}{R} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь $D = Eh^3/(12(1 - \mu^2))$ цилиндрическая жёсткость, где E – модуль Юнга; μ – коэффициент Пуассона; ∇^4 – бигармонический оператор Лапласа; $w(x, y, t)$ – динамический прогиб; $\Phi(x, y, t)$ функция напряжений; ρ – массовая плотность; t – время.

Граничные условия и условие периодичности решения. Как и в подавляющем большинстве случаев, задача решается при удовлетворении тангенциальным граничным условиям $N_1 = T = 0$ «в среднем» [19; 32]:

$$\frac{h}{2\pi R} \int_0^{2\pi R} \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} dy = 0; \quad -\frac{h}{2\pi R} \int_0^{2\pi R} \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x \partial y} dy = 0 \quad \text{при } x = 0, x = l. \quad (2)$$

Условие непрерывности окружного перемещения имеет вид:

$$\int_0^{2\pi R} \frac{\partial v}{\partial y} dy = \int_0^{2\pi R} \left[\frac{1}{E} \left(\frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} - \mu \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} \right) + \frac{w}{R} - \frac{\partial w_0}{\partial y} \frac{\partial w}{\partial y} \right] dy = 0. \quad (3)$$

Конечномерная модель. Для идеальной оболочки каждая точка окружности может стать узлом колебаний. Экспериментально установлено, что несовершенства формы исключают эту неопределённость и приводят к фиксации узлов в окружном направлении. Положение узлов определяется формой начальных несовершенств [17; 19]. Поэтому принято считать, что динамический прогиб несовершенной оболочки в линейной постановке может быть аппроксимирован выражением, учитывающим только взаимодействие сопряжённых $\sin \beta y \sin \alpha x$, $\cos \beta y \sin \alpha x$ ($\alpha = m\pi/l$, $\beta = n/R$, n – число окружных волн динамических деформаций, m – число продольных полуволен, $n, m = 1, 2, 3, \dots, N$) изгибных форм, которые являются формами собственных колебаний идеальной оболочки и соответствуют одному и тому же волновому параметру n . Этим формам, как известно, соответствует одна и та же собственная частота [19; 32]. Такой подход позволяет установить качественные особенности динамического деформирования идеальных оболочек, обнаруженных в экспериментах. Однако, для реальных (имеющих несовершенства формы) оболочек традиционная математическая модель приводит к результатам, не всегда согласующимся с экспериментальными данными [18; 19].

В настоящей работе математическая модель, предложенная для более простой (предельной) задачи колебаний бесконечно длинной круговой цилиндрической оболочки – кольца, находящегося в условиях плоской деформации [21], обобщается на случай колебаний геометрически несовершенной оболочки конечной длины.

Уточнение конечномерной модели предполагает, что динамическая асимметрия уже в линейной постановке приводит не только к связанности сопряжённых изгибных форм, но и к взаимодействию низкочастотных изгибных колебаний оболочки с высокочастотными радиальными колебаниями. Динамический прогиб оболочки в новом подходе имеет вид [21, 24–26]:

$$w(x, y, t) = \sum_{n,m}^N (f_1^{n,m} \sin \beta y + f_2^{n,m} \cos \beta y + f_3^m) \sin \alpha x, \quad (4)$$

в котором $f_1^{n,m}(t)$ и $f_2^{n,m}(t)$ – обобщённые координаты; дополнительно введённая к [19] обобщённая координата $f_3^m(t)$ отвечает радиальным колебаниям.

В [17] авторы используют аналогичный подход к построению конечномерной модели, но для оболочки, имеющей отклонения в окружном направлении (несовершенства распределены не по всей длине оболочки). Отличия в том, что в (4) координата $f_3^m(t)$, описывающая радиальные формы колебаний, зависит от количества продольных полуволен m , а в [17] – от количества продольных полуволен m и от количества волн в окружном направлении n , что, по мнению автора, противоречит физическим представлениям о динамическом поведении реальной оболочки. Для рассматриваемой в этой статье задачи – оболочки, имеющей отклонения, соответствующие характеру ее волнообразования, авторы работы [17] динамический прогиб аппроксимировали более сложным выражением. В связи с этим некоторые результаты в данной статье будут несколько схожи с теми, что получены в [17], однако они будут уточнены и дополнены новыми выводами.

Начальные несовершенства. Известно, что наибольшее влияние на статические [1–12] и динамические [13–16; 17–19; 32] характеристики оболочек оказывают те начальные несовершенства, которые имеют такую же форму, как и прогибы, возника-

ющие при колебаниях или потере устойчивости оболочек. Поэтому с теоретической и практической сторон этот случай наиболее интересен.

Пусть оболочка имеет начальные отклонения от идеальной круговой формы, изменяющиеся по закону:

$$w_0(x, y) = f_0 \sin(\beta_1 y + \phi_0) \sin \alpha x = (f_{10} \sin \beta y + f_{20} \cos \beta y) \sin \alpha x, \quad (5)$$

где $f_{10} = f_0 \cos \phi_0$; $f_{20} = f_0 \sin \phi_0$; f_0 – амплитуда начальных отклонений; ϕ_0 – начальный угол отсчёта (рис. 1).

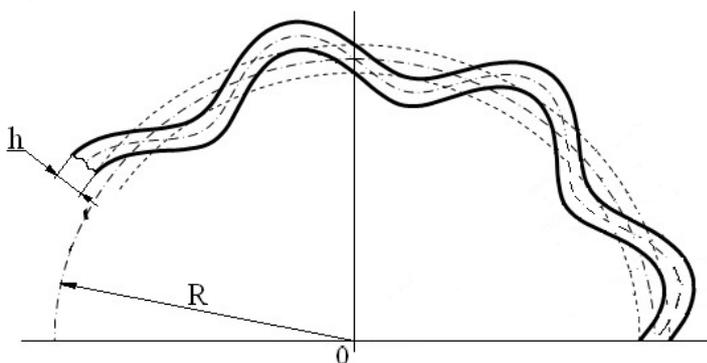


Рис. 1. Схематическое изображение рассматриваемых несовершенств оболочки

Собственные частоты и формы колебаний геометрически несовершенных оболочек

Подстановка функции динамического прогиба (4) и функции начальных отклонений от идеальной круговой формы (5) в первое уравнение линеаризованной системы (1) приводит к неоднородному дифференциальному уравнению, из которого определяются функция напряжений в срединной поверхности:

$$\begin{aligned} \Phi = E[\Phi_0 \sin(\alpha x) \sin(\beta y) + \Phi_1 \sin(\alpha x) \cos(\beta y) + \Phi_2 \sin(\beta y) + \Phi_3 \cos(\beta y) + \\ + \Phi_4 \cos(2\alpha x) \sin(\beta y) + \Phi_5 \cos(2\alpha x) \cos(\beta y) + \Phi_6 \sin(\alpha x) + \Phi_7 \cos(2\alpha x) + \\ + \Phi_8 \sin(2\beta y) + \Phi_9 \cos(2\beta y) + \Phi_{01} x^2/2]. \end{aligned} \quad (6)$$

Коэффициенты в (6) определяются по формулам:

$$\begin{aligned} \Phi_0 = \frac{h\alpha^2}{R(\alpha^2 + \beta^2)^2} a_1, \quad \Phi_1 = \frac{h\alpha^2}{R(\alpha^2 + \beta^2)^2} a_2, \quad \Phi_2 = -\frac{h^2\alpha^2}{2\beta^2} a_{10} a_3, \\ \Phi_3 = -\frac{h^2\alpha^2}{2\beta^2} a_{20} a_3, \quad \Phi_4 = \frac{h^2\alpha^2\beta^2}{2(4\alpha^2 + \beta^2)^2} a_{10} a_3, \\ \Phi_5 = \frac{h^2\alpha^2\beta^2}{2(4\alpha^2 + \beta^2)^2} a_{20} a_3, \quad \Phi_6 = \frac{h}{\alpha^2 R} a_3, \quad \Phi_7 = \frac{h^2\beta^2}{16\alpha^2} (a_{10} a_1 + a_{20} a_2), \\ \Phi_8 = -\frac{h^2\alpha^2}{16\beta^2} (a_{10} a_2 + a_{20} a_1), \quad \Phi_9 = \frac{h^2\alpha^2}{16\beta^2} (a_{10} a_1 - a_{20} a_2), \end{aligned}$$

Φ_{01} определяется из условия непрерывности окружного перемещения $v(x, y, t)$ при удовлетворении краевым условиям (2): $\Phi_{01} = \beta^2 (f_{10} f_1 + f_{20} f_2) / 4$.

Подстановка (4), (5), (6) и ортогонализация уравнения движения (1) в первом приближении приводит к системе трёх связанных динамических уравнений относительно безразмерных координат $a_i = f_1 / h$ ($i = 1, 2, 3$):

$$\begin{aligned} \ddot{a}_1 + c_{11}a_1 + c_{12}a_{10}a_{20}a_2 + c_{13}a_{10}a_3 &= 0, \\ \ddot{a}_2 + c_{21}a_{10}a_{20}a_1 + c_{22}a_2 + c_{23}a_{20}a_3 &= 0, \\ \ddot{a}_3 + c_{31}a_{10}a_1 + c_{32}a_{20}a_2 + c_{33}a_3 &= 0, \end{aligned} \quad (7)$$

где точками обозначено дифференцирование по безразмерному времени $\tau = \lambda t$ (λ – собственная частота), а коэффициенты равны:

$$c_{11} = 1 + \frac{\varepsilon}{8\omega^2} \left[(3 + \theta^4) a_{10}^2 + \theta^4 a_{20}^2 \right], \quad c_{22} = 1 + \frac{\varepsilon}{8\omega^2} \left[(3 + \theta^4) a_{20}^2 + \theta^4 a_{10}^2 \right],$$

$$c_{12} = c_{21} = \frac{3\varepsilon}{8\omega^2}, \quad \varepsilon = \left(\frac{n^2 h}{R} \right)^2, \quad \theta = \frac{\pi R}{nl}.$$

$$c_{33} = \frac{1}{\omega^2} \left\{ p^2 + \frac{\varepsilon \theta^4}{8} \left[2 + \frac{1}{(1 + 4\theta^2)^2} \right] (a_{10}^2 + a_{20}^2) \right\},$$

$$c_{13} = c_{23} = -\frac{8\varepsilon^{1/2}}{3\pi\omega^2} \left[1 + \frac{\theta^4}{(1 + 4\theta^2)^2} \right], \quad c_{31} = c_{32} = -\frac{4\varepsilon^{1/2}}{3\pi\omega^2} \left[1 + \frac{\theta^4}{(1 + \theta^2)^2} \right].$$

Квадраты безразмерных частот, соответствующие изгибным и радиальным формам колебаний круговой цилиндрической оболочки, определяются по формулам:

$$\omega_n^2 = \frac{\rho}{E} R^2 \lambda^2 = \frac{\varepsilon (1 + \theta^2)^2}{12(1 - \mu^2)} + \frac{\theta^4}{(1 + \theta^2)^2}; \quad p_1^2 = 1 + \frac{\varepsilon \theta^4}{12(1 - \mu^2)}.$$

В традиционном решении система модальных уравнений (7) имеет только первые два уравнения и $a_3 = 0$. Безразмерные расщеплённые собственные частоты изгибных колебаний $\Omega_{ni} = \omega_{ni} / \omega_n$ ($i = 1, 2$; ω_{ni} – частоты колебаний оболочки с динамической асимметрией) равны [19, 32]:

$$\begin{aligned} \Omega_{n1}^2 &= 1 + \varepsilon \theta^4 a_{10}^2 / 8, \\ \Omega_{n2}^2 &= 1 + \frac{\varepsilon a_{10}^2}{8} (\theta^4 + 3). \end{aligned} \quad (8)$$

Таким образом, начальные несовершенства вида (5), соответствующие характеру волнообразования оболочки, расщепляют изгибный частотный спектр. При этом частоты колебаний Ω_{n1} и Ω_{n2} всегда больше единицы. Безразмерные частоты оболочки, имеющей идеальную геометрическую поверхность, равны $\Omega_{n1} = \Omega_{n2} = 1$.

В новом решении система динамических уравнений определяет три частоты Ω_{ni} ($i = 1, 2, 3$). Первым двум частотам Ω_{n1} и Ω_{n2} соответствуют преимущественно изгибные формы колебаний, а третьей частоте Ω_{n3} – преимущественно радиальные формы. Большая из расщеплённых собственных частот Ω_{n1} , как и в традиционном решении [19], определяется точно, её квадрат равен $\Omega_{n1}^2 = 1 + \varepsilon \theta^4 a_{10}^2 / 8$. Меньшая из расщеплён-

ных собственных частот, в отличие от традиционного решения, ниже частоты колебаний идеальной оболочки.

Значения частот, полученные при решении задачи, учитывающей взаимодействие сопряжённых изгибных форм (традиционное решение) при различных параметрах ε , θ и a_{10} , представлены на рис. 2, а; значения частот, полученные при решении задачи, учитывающей взаимодействие сопряжённых изгибных и радиальных форм, – на рис. 2, б. На представленных графиках две верхние линии соответствуют частотам Ω_{n2} , две нижние – Ω_{n1} .

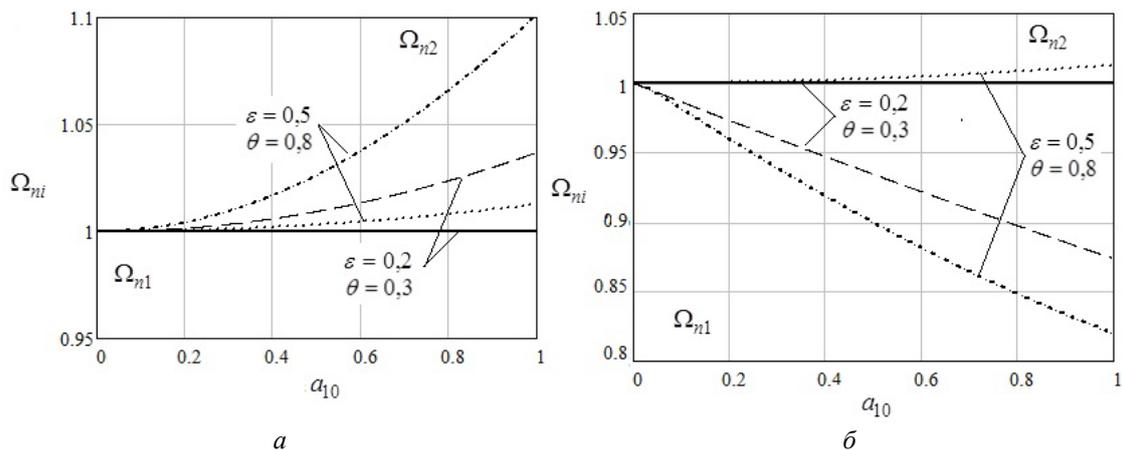


Рис. 2. Зависимость расщеплённых частот Ω_{n1} и Ω_{n2} от амплитуды несовершенств a_{10}

Видим, что в и в новом, и в традиционном решениях эффект расщепления изгибного частотного спектра зависит от геометрических и волновых параметров оболочки. Вторая частота нового решения равна первой частоте традиционного решения. Одна из расщеплённых собственных частот выше соответствующей частоты оболочки с идеальной круговой формой, другая – ниже, как и отмечается в работе [17]. В традиционном решении обе расщеплённые частоты больше частоты колебаний идеальной оболочки. С увеличением амплитуды несовершенств в обоих решениях расщепление спектра $\Omega_{n2} - \Omega_{n1}$ увеличивается.

Следует отметить, что частота, равная $\Omega_{n1} = \sqrt{1 + \varepsilon\theta^4 a_{10}^2 / 8}$, для оболочек, размеры которых соответствуют реальным конструкциям, применяемым в промышленности ($\varepsilon \leq 0,5$; $\theta \leq 0,8$ и $a_{10} = 1$), практически равна единице, то есть частоте колебаний идеальной оболочки.

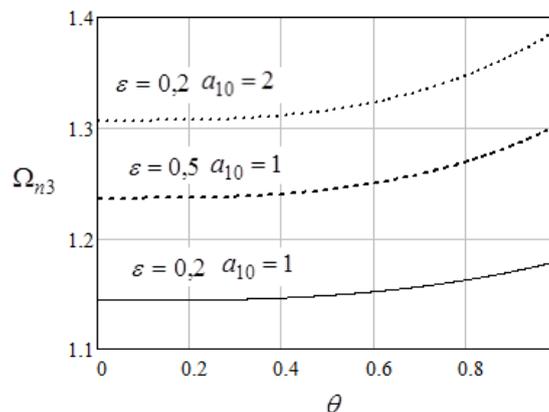


Рис. 3. Зависимость частоты преимущественно радиальных колебаний Ω_{n2} от параметра волнообразования θ

Частоты преимущественно радиальных колебаний представлены на рис. 3. Видим, что частоты радиальных колебаний с ростом ε , θ и a_{10} увеличиваются. При определённых значениях ε , θ и a_{10} они могут быть соизмеримы с частотами преимущественно изгибных колебаний. Отметим, что о близости частот, соответствующих изгибным и радиальным формам колебаний, говорится и в задачах, близких к рассматриваемой [24–26].

Численное решение

Рассмотрим оболочку со следующими геометрическими и физическими характеристиками: $l/R = 1$; $R/h = 200$; $R = 1$; $E = 2 \cdot 10^{11}$ МПа; $\rho = 7800$ кг/м³; $\mu = 0,3$. Минимальной частоте спектра оболочки с такими параметрами соответствует $n_{\min} = 8$. Пусть оболочка имеет начальные неправильности формы $f_0 = h$, изменяющиеся по закону (5), и число волн несовершенств – $n_0 = 8$. Схематическое изображение такой оболочки представлено на рис. 1, результаты расчёта – на рис. 4. Сплошной линией обозначена большая из расщеплённых безразмерных собственных частот Ω_{n2} , штриховой – меньшая Ω_{n1} , пунктирной – безразмерная частота колебаний идеальной оболочки Ω_n .

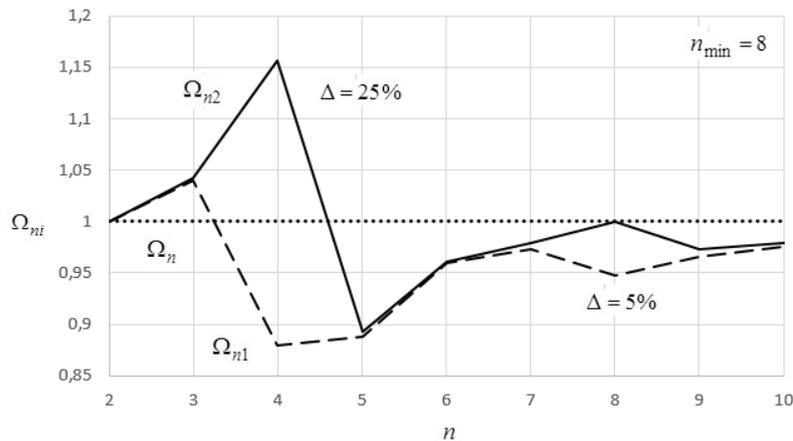


Рис. 4. Зависимость расщеплённых частот преимущественно изгибных колебаний от количества формообразующих волн n

Из рис. 4 видим, что расщепление изгибного частотного спектра возникает не только при $n = n_0$, как это принято считать в настоящее время [17–19; 32–33], но и при $n = 2n_0$. В случае, когда $n = n_0$, обе расщеплённые частоты меньше частоты колебаний геометрически совершенной оболочки, что противоречит традиционному решению [19], где частоты больше, и согласуются с новым аналитическим решением и решением, представленным в [17]. Снижение частоты (рис. 4) $\Omega_{n2} - \Omega_{n1}$ составляет 5%. В аналитическом решении расстройка частотного спектра (в рассматриваемом примере $\varepsilon = 0,102$, $\theta = 0,393$) $\Omega_{n2} - \Omega_{n1}$ равна 9%. В случае, когда $n = 2n_0$, одна из расщеплённых частот Ω_{n2} больше частоты колебаний соответствующей идеальной оболочки, другая Ω_{n1} – меньше. Расстройка спектра может быть довольно существенной и в рассматриваемом примере превосходит известный случай ($n = n_0$) в пять раз.

Следует отметить, что аналогичный эффект был обнаружен автором на примере колебаний несовершенного кольца, находящегося в условиях плоской деформации [22].

Формы колебаний и соответствующие им расщеплённые собственные частоты для случая $n = n_0$ и $n = 2n_0$ представлены на рис. 5.

Если оболочка имеет идеальную геометрическую поверхность, то обеим сопряжённым изгибным формам для каждого n соответствуют равные частоты: $\lambda_4 = 301,5$ Гц, $\lambda_8 = 139,25$ Гц.

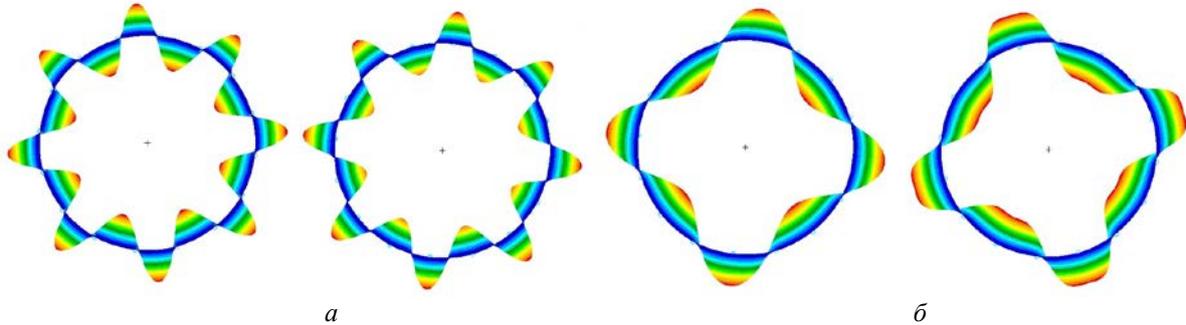


Рис. 5. Формы колебаний и соответствующие им расщепленные частоты:

а – при $n = n_0 = 8$: $\lambda_{81} = 132$ Гц, $\lambda_{82} = 139,2$ Гц; б – при $n_0 = n/2 = 4$: $\lambda_{41} = 265,27$ Гц, $\lambda_{42} = 348,7$ Гц

Видим, что при $n = n_0 = 8$ большая из расщеплённых собственных частот несовершенной оболочки λ_{82} практически равна частоте колебаний оболочки без $w_0(x, y) - \lambda_8$. Меньшая из расщеплённых собственных частот несовершенной оболочки λ_{81} ниже соответствующей частоты колебаний оболочки без $w_0(x, y) - \lambda_8$ более чем на 5%. Расстройка частотного спектра $\lambda_{82} - \lambda_{81} \approx 5\%$. В зоне $n_0 = n/2 = 4$ большая из расщеплённых собственных частот колебаний оболочки с $w_0(x, y) - \lambda_{42}$ превышает соответствующую частоту идеальной оболочки λ_4 на 15%. Меньшая частота λ_{41} – ниже 12% по сравнению с λ_4 . Расстройка частотного спектра $\lambda_{42} - \lambda_{41} \approx 27\%$.

Стоит отметить, что при анализе динамического поведения оболочек с несовершенствами формы наблюдались и более сложные (неоднозначные) формы колебаний [27; 28; 34].

Полученные в этой статье результаты позволяют уточнить раздел механики в области колебаний оболочек и могут потребовать уточнения уже решённых ранее задач динамики оболочек с начальными несовершенствами формы.

Основные выводы

В работе обнаружена возможность возникновения зоны расщепления изгибного частотного спектра, обусловленная наличием у оболочки начальных отклонений от идеальной круговой формы. Асимметричные несовершенства формы приводят к расщеплению изгибного частотного спектра. При этом расстройка частотного спектра наблюдается не только при $n = n_0$, как это принято считать в настоящее время, но и при $n = 2n_0$. В случае, когда $n = n_0$, обе расщеплённые частоты меньше, а не больше частоты колебаний геометрически совершенной оболочки. В случае, когда $n = 2n_0$, одна из расщеплённых частот Ω_{n2} больше частоты колебаний соответствующей идеальной оболочки, другая Ω_{n1} – меньше. Расстройка спектра может быть довольно существенной. Эффект расщепления спектра как при $n = n_0$, так и при $n = 2n_0$, зависит от геометрических и волновых параметров оболочки. Частоты преимущественно радиальных ко-

лебаний при определённых значениях параметров волнообразования и амплитуд несовершенств формы могут быть соизмеримы с частотами преимущественно изгибных колебаний.

Библиографический список

1. Кузнецов А.П., Кузнецов С.П. Нелинейные колебания, катастрофы, бифуркации, хаос // Известия высших учебных заведений. Прикладная нелинейная динамика. 2013. Т. 21, № 3. С. 1-10.
2. Анисимов М.К., Поникаров С.И., Черенков А.В. Численный анализ устойчивости цилиндрических оболочек, нагруженных осевой сжимающей силой, с учётом геометрических несовершенств // Машиностроение и инженерное образование. 2006. № 4. С. 49-56.
3. Бегичев М.М. Численный анализ устойчивости стержневых систем и оболочек при упругих и пластических деформациях с учётом начальных несовершенств. Автореферат дис. ... кандидата технических наук. Москва, 2013. 24 с.
4. Лопаницын Е.А., Матвеев Е.А. Устойчивость цилиндрических оболочек с начальными несовершенствами под действием внешнего давления // Известия Российской академии наук. Механика твёрдого тела. 2011. № 2. С. 16-25.
5. Олевский В.И., Мильцын А.М., Плетин В.В. Многофакторные исследования устойчивости тонкостенных оболочек с несовершенствами // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2011. № 4(4). С. 1663-1665.
6. Ефремова Г.И. Определение напряжённо-деформированного состояния подкреплённых цилиндрических оболочек с начальной погибью произвольной формы // Труды Центрального научно-исследовательского института имени академика А.Н. Крылова. 2009. № 42. С. 19-26.
7. Попов О.Н., Моисеенко М.О., Трепутнева Т.А. Влияние симметричной общей начальной погиби на напряжённо-деформированное состояние и устойчивость пологих цилиндрических оболочек // Строительная механика и расчёт сооружений. 2010. № 4. С. 34-39.
8. Товстик П.Е., Черняев С.П. Нелинейное деформирование тонких оболочек с учётом несовершенств формы срединной поверхности // Вестник Санкт-Петербургского университета. Серия 1. Математика. Механика. Астрономия. 2004. № 3. С. 88-95.
9. Варяничко М.А., Карасев А.Г., Лихачева О.В., Красовский В.Л. Влияние начальных несовершенств геометрии на критическое давление замкнутых упругих гладких пологих конических оболочек // Вісник Придніпровської державної академії будівництва та архітектури. 2010. № 6 (147). С. 20-31.
10. Лопашев П.А. Метод автоматизации учёта несовершенств геометрической формы цилиндрических оболочек при расчёте несущей способности по методу конечных элементов // Труды Центрального научно-исследовательского института им. академика А.Н. Крылова. 2009. № 46. С. 173-180.
11. Лукин Я.А., Ефименко Е.С. Оптимизация несущих систем кузовов цельнометаллических вагонов типа замкнутой оболочки с учётом начальных несовершенств // Вестник Ростовского государственного университета путей сообщения. 2008. № 1 (29). С. 9-13.
12. Мамай В.И. Несущая способность тонкостенных оболочек с локальными несовершенствами // Известия Российской академии наук. Механика твёрдого тела. 2011. № 2. С. 26-31

13. Коротков А.В., Куликов Ю.А. Вынужденные параметрические колебания криволинейных композитных труб с начальными технологическими несовершенствами // *Механика композиционных материалов и конструкций*. 2014. Т. 20, № 1. С. 16-33.

14. Мильцын А.М., Олевский В.И., Плетин В.В. О формах закритического волнообразования неоднородно нагруженных цилиндрических оболочек с технологическими несовершенствами // *Восточно-Европейский журнал передовых технологий*. 2011. Т. 5, № 7 (53). С. 44-48.

15. Снисаренко С.И., Хвацков Б.Е. Динамическое деформирование цилиндрических композитных оболочек с наличием структурных и технологических несовершенств // *Научный вестник Новосибирского государственного технического университета*. 2009. № 3. С. 115-120.

16. Моисеенко М.О., Песцов Д.Н., Попов О.Н., Трепутнева Т.А. Обзор работ по расчету пластин и оболочек с малыми начальными несовершенствами формы срединной поверхности: депонированная рукопись № 501-B2011; 22.11.2011. 28 с.

17. Тарануха Н.А., Лейзерович Г.С. Динамика «неправильных» оболочек. Владивосток: Дальнаука, 2005. 422 с.

18. Amabili M. *Nonlinear vibrations and stability of shells and plates*. New York: Cambridge University Press, 2008. 392 p.

19. Кубенко В.Д., Ковальчук П.С., Краснопольская Т.С. Нелинейное взаимодействие форм изгибных колебаний цилиндрических оболочек. Киев: Наукова думка, 1984. 220 с.

20. Варадан Т.К., Пратхап Дж., Рамани Х.В. Нелинейные свободные изгибные колебания тонкостенных круговых цилиндрических оболочек // *Аэрокосмическая техника*. 1990. № 5. С. 21-24.

21. Серёгин С.В., Лейзерович Г.С. Свободные колебания бесконечно длинной круговой цилиндрической оболочки с начальными неправильностями и малой присоединённой массой // *Учёные записки Комсомольского-на-Амуре государственного технического университета*. 2014. Т. 1, № 4 (20). С. 36-43.

22. Лейзерович Г.С., Приходько Н.Б., Серёгин С.В. О влиянии малой присоединённой массы на расщепление частотного спектра кругового кольца с начальными неправильностями // *Строительная механика и расчёт сооружений*. 2013. № 6 (251). С. 49-51.

23. Лейзерович Г.С., Приходько Н.Б., Серёгин С.В. О влиянии малой присоединённой массы на колебания разнотолщинного кругового кольца // *Строительство и реконструкция*. 2013. № 4(48). С. 38-42.

24. Серёгин С.В. Свободные изгибно-радиальные колебания тонкой круговой цилиндрической оболочки, несущей присоединённую массу // *Вестник МГСУ*. 2014. № 11. С. 74-81.

25. Серёгин С.В. Численное и аналитическое исследование свободных колебаний круговых цилиндрических оболочек, несущих присоединённую массу, линейно распределённую вдоль образующей // *Вычислительная механика сплошных сред*. 2014. Т. 7, № 4. С. 378-384.

26. Серёгин С.В. Свободные колебания тонкой круговой цилиндрической оболочки, ослабленной отверстием // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2015. № 3. С. 9-13.

27. Серёгин С.В. Влияние площади контакта и величины линейно распределённой и сосредоточенной массы с круговой цилиндрической оболочкой на частоты и формы свободных колебаний // *Вестник МГСУ*. 2014. № 7. С. 64-74.

28. Серёгин С.В. Об эффекте расщепления изгибного частотного спектра тонких круговых цилиндрических оболочек, несущих присоединённую массу // Строительная механика и расчёт сооружений. 2014. № 6 (257). С. 59-61.

29. Серёгин С.В., Лейзерович Г.С. Влияние присоединённой массы на динамические характеристики тонкой оболочки // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2015. № 4. С. 83-89.

30. Серёгин С.В. Исследование динамических характеристик оболочек с отверстиями и присоединённой массой // Вестник МГСУ. 2014. № 4. С. 52-58.

31. Серёгин С.В. Влияние присоединённого тела на частоты и формы свободных колебаний цилиндрических оболочек // Строительная механика и расчёт сооружений. 2014. № 3(254). С. 35-38.

32. Вольмир А.С. Нелинейная динамика пластинок и оболочек. М.: Наука, 1972. 432 с.

33. Гришин Н.Ф. Свободные колебания цилиндрических оболочек, имеющих начальную погибь // В кн.: Динамика судовых оболочек (Материалы по обмену опытом). Вып. 208. Л.: Судостроение, 1974. С. 31-40.

34. Серёгин С.В. Динамика тонких цилиндрических оболочек с присоединённой массой. Комсомольск-на-Амуре: Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет, 2016. 175 с.

INFLUENCE OF ASYMMETRICAL INITIAL FORM IMPERFECTIONS ON FRE OSCILLATIONS OF THIN SHELLS

© 2016

S. V. Seregin

Candidate of Science (Engineering), Senior Research Associate, Research Management Department, Komsomolsk-na-Amure State Technical University, Komsomolsk-on-Amur, Russian Federation, Seregin-komsHome@yandex.ru

In the framework of the theory of shallow shells we studied the effect of the initial deviations from the ideal circular cylindrical shape on flexural vibrations of thin isotropic shells. For the first time the possibility of an additional zone of splitting the flexural frequency spectrum due to the presence of initial shell form imperfections is shown in the paper. It is found that the splitting of the frequency spectrum occurs not only in cases when the number of waves of circumferential dynamic strain is equal to the number of waves of shell form imperfections as generally agreed at present, but also in cases when the number of shape-generating waves is half that of wave imperfections. In the first case, both the split frequencies are lower than the corresponding frequency of the ideal shell. It was established that for some geometrical parameters of the shell the frequencies of radial vibrations may be commensurate with the flexural ones. Solutions that take into account the interaction of bending and radial mode shapes are complemented with new results and conclusions. It was concluded that under the influence of periodic loads that inevitably arise in the operating conditions of shell structures, non-resonant zones defined according to the traditional approach can, in fact, be resonant. Resonance hazardous vibration conditions of shell structures with irregularities of this kind can occur at frequencies much lower or higher than the traditional theory predicted. This behavior of imperfect shells may lead to high stress-strain state of the structure and complex types of dynamic instability under operating conditions. The results and conclusions obtained in this work call for the revision of problems of the dynamics of shells with form imperfections that were solved earlier.

Shell, initial irregularities, imperfections, shape, flexural and radial vibrations, splitting, frequency spectrum, wave generation parameter, resonance.

Citation: Seregin S.V. Influence of asymmetrical initial form imperfections on fre oscillations of thin shells. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 209-222.
DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-209-222

References

1. Kuznetsov A.P., Kuznetsov S.P. Nonlinear oscillations, catastrophe, bifurcation, chaos. *Izvestiya VUZ. Applied Nonlinear Dynamics*. 2013. V. 21, no. 3. P. 1-10. (In Russ.)
2. Anisimov M.K., Ponikarov S.I., Cherenkov A.V. Numerical analysis of the stability of cylindrical shells loaded with axial compressive force, taking into account the geometric imperfections. *Mechanical Engineering and Engineering Education*. 2006. No. 4. P. 49-56. (In Russ.)
3. Begichev M.M. *Chislennyy analiz ustoychivosti sterzhnevyykh sistem i obolochek pri uprugikh i plasticheskikh deformatsiyakh s uchetom nachal'nykh nesovershenstv. Avtoreferat dis. kand. tekhnicheskikh nauk* [Numerical analysis of stability of frame structures and shells under elastic and plastic deformations with account for initial imperfections. Extended abstract of Cand. Sci. (Eng.) Diss.]. Moscow, 2013. 24 p.
4. Lopanitsyn E.A., Matveev E.A. Stability of cylindrical shells with initial imperfections under the action of external pressure. *Mechanics of Solids*. 2011. V. 46, Iss. 2. P. 170-178. DOI: 10.3103/s0025654411020038
5. Olevs'kyy V.I., Mil'tsyn A.M., Pletin V.V. Multifactorial study of the stability of thin-walled shells with imperfections. *Vestnik of Lobachevsky University of Nizhni Novgorod*. 2011. No. 4 (4). P. 1663-1665. (In Russ.)
6. Efremova G.I. Defining stressed & strained state of stiffened cylindrical shells with initial bending of arbitrary shape. *Proceedings of the Krylov State Research Centre*. 2009. No. 42. P. 19-26. (In Russ.)
7. Popov O.N., Moiseenko M.O., Treputneva T.A. Influence of symmetric general initial flexure on mode of deformation and stability of flat cylindrical shells. *Structural Mechanics and Analysis of Constructions*. 2010. No. 4. P. 34-39. (In Russ.)
8. Tovstik P.E., Chernjaev S.P. Nonlinear deformation of thin shells with the middle surface imperfections. *Vestnik Sankt-Peterburgskogo Universiteta. Ser. 1. Matematika, Mekhanika, Astronomiya*. 2004. No. 3. P. 88-95. (In Russ.)
9. Varyanichko M.A., Karasev A.G., Lykhachova O.V., Krasovsky V.L. The influence of the initial imperfections of geometry on the critical pressure of the closed elastic plain flared conical shells. *Bulletin of Prydniprov's'ka State Academy of Civil Engineering and Architecture*. 2010. No. 6 (147). P. 20-31. (In Russ.)
10. Lopashev P.A. Method for automatic account of geometric shape defects for cylinder shells in FEM analysis of bearing capacity. *Proceedings of the Krylov State Research Centre*. 2009. No. 46. P. 173-180. (In Russ.)
11. Lukin Ya.A., Efimenko E.S. Optimization of bearing systems of all-metal bodies of cars such as the closed shell taking into account the initial imperfections. *Vestnik Rostovskogo Gosudarstvennogo Universiteta Putey Soobshcheniya*. 2008. No. 1 (29). P. 9-13. (In Russ.)
12. Mamai V.I. Load-carrying capacity of thin-walled shells with local imperfections. *Mechanics of Solids*. 2011. V. 46, Iss. 2. P. 179-173. DOI: 10.3103/S002565441102004X
13. Korotkov A.V., Kulikov Yu.A. Forced Parametric Vibration of Curved Composite Pipes with Initial Technological Imperfections. *Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruksii*. 2014. V. 20, no. 1. P. 16-33. (In Russ.)
14. Miltsin A.M., Olevsky V.I., Pletin V.V. On the forms of buckling waves of non uniformly loaded cylindrical shells with technological imperfections. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2011. V. 5, no. 7 (53). P. 44-48. (In Russ.)
15. Snisarenko S.I., Hvaskov B.E. Dynamic deformation of cylindrical composite membranes with structural and technological defects. *Scientific Bulletin of NSTU*. 2009. No. 3. P. 115-120. (In Russ.)

16. Moiseenko M.O., Pestsov D.N., Popov O.N., Treputneva T.A. *Obzor rabot po raschetu plastin i obolochek s malymi nachal'nymi nesovershenstvami formy sredinnoy poverkhnosti: deponirovannaya rukopis'* [A review of studies on the calculation of plates and shells with small initial imperfections of the middle surface]. Deposited manuscript № 501-B2011; 22.11.2011. 28 p.
17. Taranukha N.A., Leizerovich G.S. *Dinamika «nepravil'nykh» obolochek* [Dynamics of irregular shells]. Vladivostok: Dal'nauka Publ., 2005. 422 p.
18. Amabili M. *Nonlinear vibrations and stability of shells and plates*. New York: Cambridge University Press, 2008. 392 p.
19. Kubenko V.D., Koval'chuk P.S., Krasnopol'skaya T.S. *Nelineynoe vzaimodeystvie form izgibnykh kolebaniy tsilindricheskikh obolochek* [Nonlinear interaction of forms of flexural vibrations of cylindrical shells]. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1984. 220 p.
20. Varadan T. K., Pratkhap Dzh., Ramani Kh.V. Nonlinear free bending vibrations of thin-walled circular cylindrical shells. *Aerokosmicheskaya tekhnika*. 1990. No. 5. P. 21-24. (In Russ.)
21. Seregin S.V., Leizerovich G.S. Free vibration of infinite length circular cylindrical shell with initial imperfections and a small added mass. *Scholarly Notes of Komsomolsk-na-Amure State Technical University*. 2014. V. 1, no. 4 (20). P. 36-43. (In Russ.)
22. Leizerovich G.S., Prihod'ko N.B., Seregin S.V. Influence of low additional mass on splitting of the frequency spectrum of a circular ring with initial irregularities. *Structural Mechanics and Analysis of Constructions*. 2013. No. 6. P. 49-51. (In Russ.)
23. Leizerovich G., Prihod'ko N., Serjogin S. On the influence of small additional mass vibration of a ring with different thicknesses. *Building and Reconstruction*. 2013. No. 4. P. 38-42. (In Russ.)
24. Seregin S.V. Free flexural radial vibrations of a thin circular cylindrical shell bearing added mass. *Vestnik MGSU*. 2014. No. 11. P. 74-81. (In Russ.)
25. Seregin S.V. Numerical and analytical investigation of free vibrations of circular cylindrical shells with added mass linearly distributed along generatrix. *Computational Continuum Mechanics*. 2014. V. 7, no. 4. P. 378-384. (In Russ.)
26. Seregin S.V. Free vibrations of a thin circular cylindrical shell weakened by a hole. *Russian Aeronautics*. 2015. V. 58, Iss. 3. P. 258-262. DOI: 10.3103/S1068799815030022
27. Seregin S.V. Influence of the contact area and value of the linearly distributed and concentrated mass with a circular cylindrical shell on the frequency and modes of natural oscillations. *Vestnik MGSU*. 2014. No. 7. P. 64-74. (In Russ.)
28. Seregin S.V. Regarding the splitting of the frequency spectrum of the bending of thin circular cylindrical shells carrying the associated mass. *Structural Mechanics and Analysis of Constructions*. 2014. No. 6 (257). P. 59-61. (In Russ.)
29. Seregin S.V., Leizerovich G.S. Influence of the added mass on the dynamic characteristics of thin shells. *Engineering and Automation Problems*. 2015. No. 4. P. 83-89. (In Russ.)
30. Seregin S.V. Investigation of dynamic characteristics of shells with holes and added mass. *Vestnik MGSU*. 2014. No. 4. P. 52-58. (In Russ.)
31. Seregin S.V. The influence attached body on the frequency and forms free vibrations cylindrical shells. *Structural Mechanics and Analysis of Constructions*. 2014. No. 3 (254). P. 35-38. (In Russ.)
32. Vol'mir A.S. *Nelineynaya dinamika plastinok i obolochek* [Nonlinear dynamics of plates and shells]. Moscow: Nauka Publ., 1972. 432 p.

33. Grishin N.F. Svobodnye kolebaniya tsilindricheskikh obolochek, imeyushchikh nachal'nyuyu pogib'. V kn.: *Dinamika sudovykh obolochek (Materialy po obmenu opytom)*. Iss. 208. Leningrad: Sudostroenie Publ., 1974. P. 31-40. (In Russ.)

34. Seregin S.V. *Dinamika tonkikh tsilindricheskikh obolochek s prisoedinennoy massoy* [Dynamics of thin cylindrical shells with added mass]. Komsomolsk-on-Amur: Komsomolsk-na-Amure State Technical University Publ., 2016. 175 p.

АЛГОРИТМ МОНИТОРИНГА ЭКОЛОГИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ПРИБРЕЖНЫХ АКВАТОРИЙ В РАЙОНЕ ИХ ИНТЕНСИВНОГО ХОЗЯЙСТВЕННОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

© 2016

М. Н. Гурьева инженер, Рязанский государственный радиотехнический университет, maria_guryeva@mail.ru

Ю. Н. Журавель заместитель начальника отдела, Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара, d1133@samspace.ru

Р. В. Тишкин кандидат технических наук, начальник отдела, Особое конструкторское бюро «Спектр», г. Рязань, roman.tishkin@mail.ru

В статье рассмотрен алгоритм мониторинга экологического состояния прибрежных акваторий, предназначенный для выявления сильных нефтяных и крупнодисперсных загрязнений, определения наличия тонких нефтяных плёнок и оценки концентрации минеральных, органических загрязнений в приповерхностном водном слое. Представлен метод идентификации мелководья, включающий в себя выявление зон песчаного дна и зон зарастания береговой линии высшей водной растительностью (фитопланктон). Проведена оценка экологического состояния прибрежной зоны города Регенсия (Эспириту-Санту, Бразилия). Представленный алгоритм основан на анализе изменения вида спектрально-энергетических характеристик водной поверхности при её загрязнении компонентами различного типа и концентраций по отношению к спектрально-энергетическим характеристикам условно чистой водной поверхности. На основе полученных оценок проводится кластеризация исходных данных, по результатам которой формируются тематические карты, отражающие классификацию исследуемой акватории по компонентному и суммарному уровню загрязнения и по глубине. На основе полученных результатов делаются выводы об общем загрязнении исследуемой акватории. Приведён пример обработки алгоритмом данных, представляющих собой гиперспектральное изображение, полученное с космического аппарата (КА) «Ресурс-П» №2 и прошедшее предварительную радиометрическую и атмосферную коррекцию.

Дистанционное зондирование Земли, экологический мониторинг, гиперспектральные данные, коэффициент спектральной яркости, кластеризация.

Цитирование: Гурьева М.Н., Журавель Ю.Н., Тишкин Р.В. Алгоритм мониторинга экологического состояния прибрежных акваторий в районе их интенсивного хозяйственного использования // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 223-232.
DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-223-232

Введение

Актуальность задачи мониторинга экологического состояния прибрежных акваторий в настоящее время имеет особое значение, поскольку в крупных городах прибрежные водные массивы испытывают большую нагрузку от прибрежных и морских источников загрязнения. В качестве прибрежных источников загрязнения рассматриваются промышленные объекты, имеющие выпуски сточных вод в исследуемую акваторию; поверхностные стоки с загрязнённых территорий; районы морской добычи нефти и нефтепродуктов; участки проведения дноуглубительных, взрывных, буровых и других работ, связанных с изменением дна и берегов водных объектов. Обработка данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) предлагаемым алгоритмом предоставляет возможность своевременного отслеживания и контроля вышеперечисленных загрязняющих факторов. Это направлено на оптимизацию промышленного использования акватории без ущерба для окружающей среды.

Результаты существующих исследований зависимости спектральной отражательной способности от длины волны падающего излучения объектов различного типа поз-

воляют по данным ДЗЗ делать выводы о количественных показателях анализируемого объекта.

В статье приведён алгоритм мониторинга экологического состояния прибрежных акваторий для обработки гиперспектральных данных, полученных с КА «Ресурс-П» №2.

В отличие от мультиспектральных изображений, как правило, зафиксированных в 3-10 участках спектра, гиперспектральные изображения регистрируются в десятках и сотнях узких соприкасающихся спектральных диапазонах, что позволяет с большей точностью построить спектральную характеристику (СХ) анализируемого объекта, которая описывает распределение энергии излучения по длине волны (рис. 1) [1].

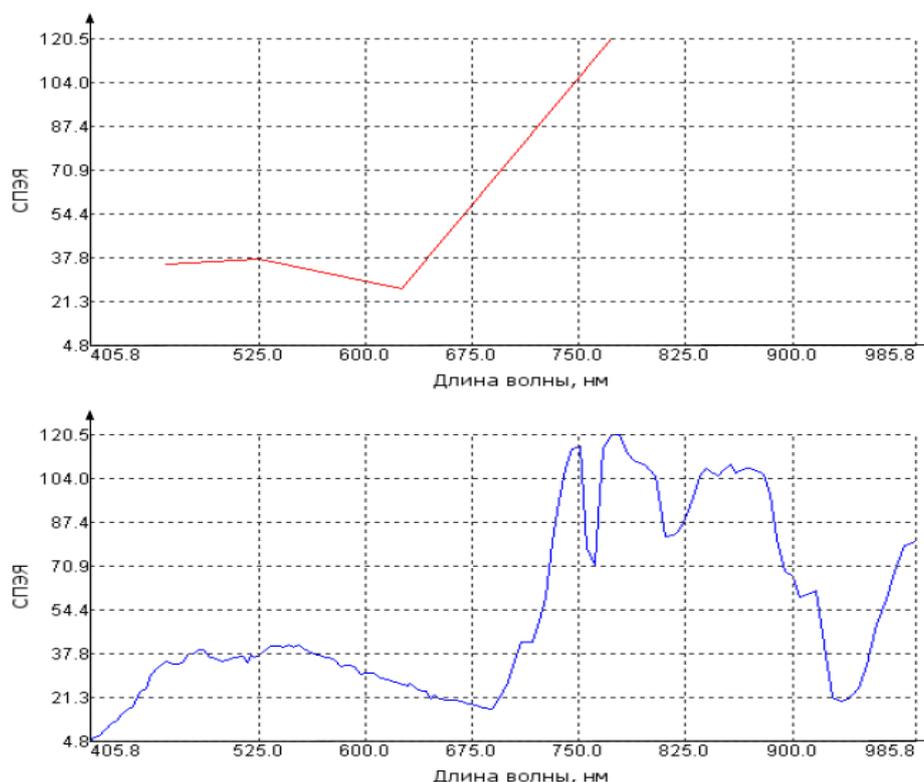


Рис. 1. СХ объекта на мультиспектральных и гиперспектральных данных

Характеристика аппаратуры и калибровка исходных данных

Гиперспектральная съёмка позволяет получить данные о спектральной плотности энергетической яркости (СПЭЯ) поверхности Земли на входном зрачке аппаратуры. Основные характеристики гиперспектральной аппаратуры КА «Ресурс-П» приведены в табл. 1 [2].

Таблица 1. Характеристика гиперспектральной аппаратуры КА «Ресурс-П»

Количество спектральных каналов	не менее 96
Спектральное разрешение, нм	от 5 до 10
Полоса захвата (в надире), км	30
Пространственное разрешение в надире, м	30
Отношение сигнал/шум при значении сигнала, близкому к сигналу насыщения	не менее 200
Разрядность представления информации, бит/пиксель	14

В результате формируется гиперкуб данных в виде набора изображений одной и той же сцены, но полученных в различных спектральных диапазонах. Каждой точке гиперкуба соответствует СХ в виде вектора отсчётов яркости в различных спектральных каналах (рис. 2).

Для преобразования исходных данных из значений СПЭЯ на верхней границе атмосферы в коэффициенты спектральной яркости (КСЯ) подстилающей поверхности необходимо провести атмосферную коррекцию изображения.

В контексте ДЗЗ в видимом и ближнем инфракрасном диапазоне влияние атмосферы на световые волны выражается в несовпадении величин отражённой солнечной радиации, измеренных на Земле и зафиксированных на снимке для объектов одного типа. Главных факторов, вызывающих искажения величин СПЭЯ, два: это поглощение молекулами газов и рассеяние различных видов. Для полного устранения атмосферных искажений на конкретном снимке необходимо знать пространственное распределение, концентрации, типы газов и аэрозолей над территорией в момент съёмки. В этом случае используют физические алгоритмы атмосферной коррекции снимков, которые основаны на физических моделях переноса излучения в атмосфере. В числе программных реализаций таких алгоритмов модели FLAASH, ATCOR, MODTRAN и др. [3]. В рамках настоящей реализации атмосферная коррекция проводилась с помощью программной модели MODTRAN. RGB-модель результатов коррекции представлена на рис. 3.

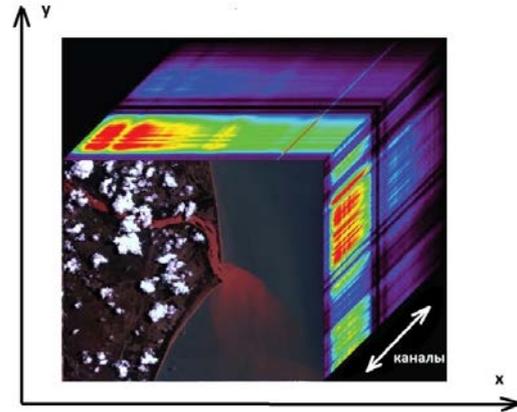


Рис. 2. Гиперкуб данных

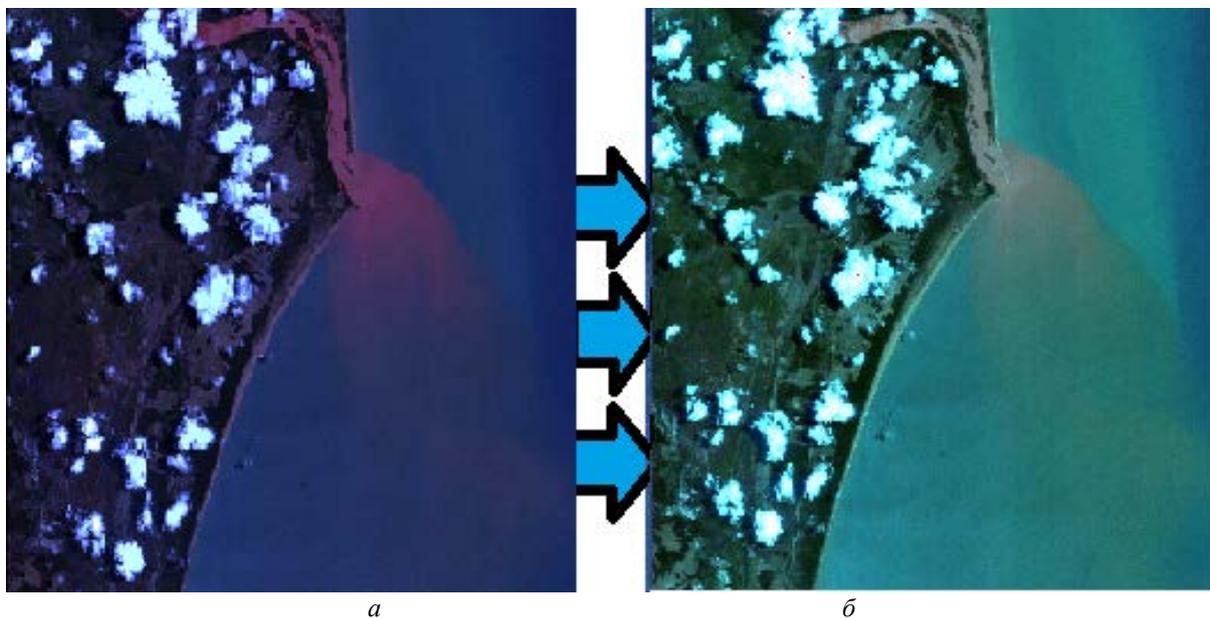


Рис.3. Гиперспектральное изображение: а – исходное; б – прошедшее атмосферную коррекцию

Описание алгоритма

Для классификации водного объекта по уровню загрязнения и определения зоны мелководья реализован алгоритм, схема которого представлена на рис. 4.

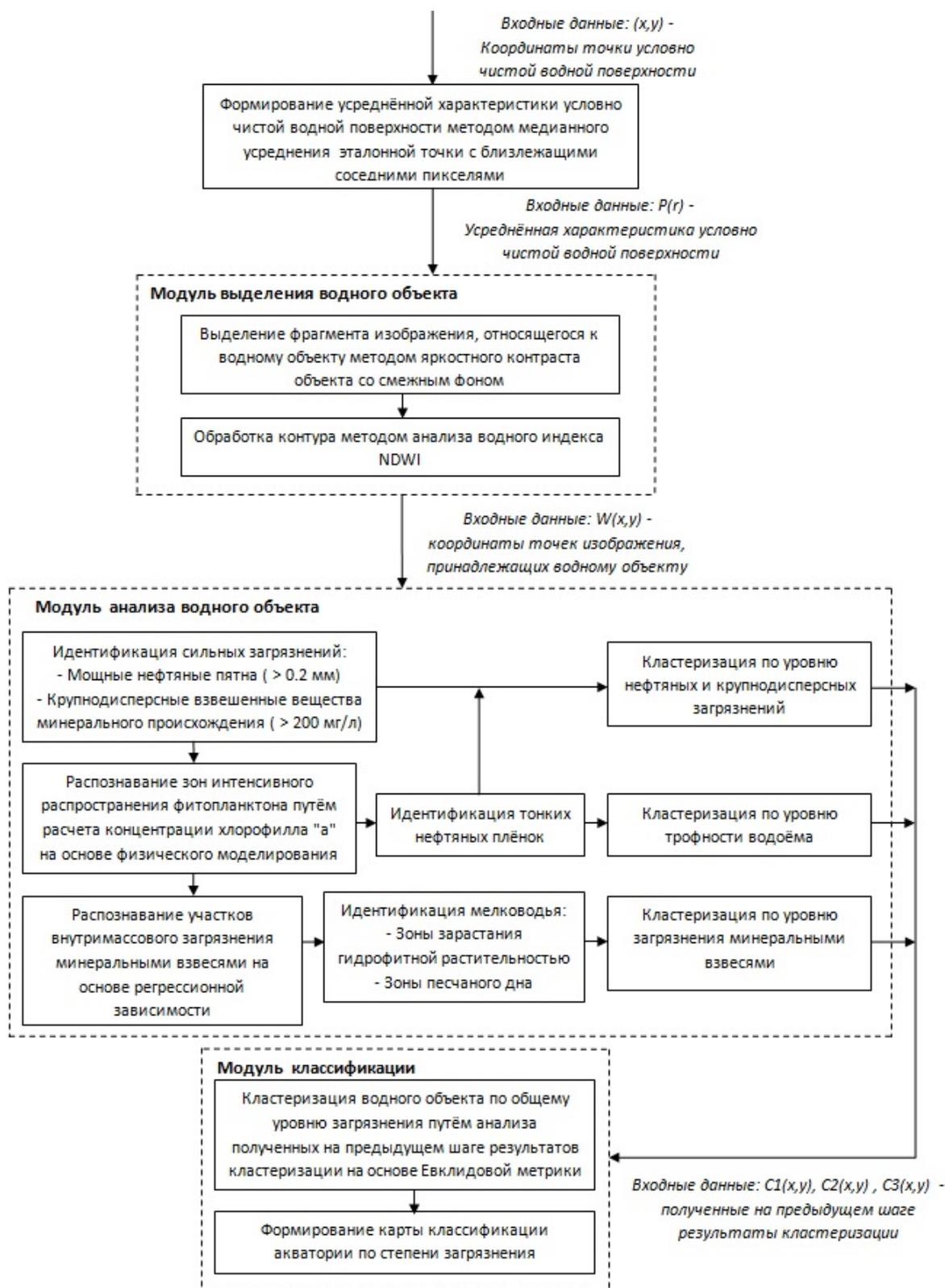


Рис. 4. Алгоритм кластеризации водного объекта по уровню загрязнения

Это последовательно позволяет в автоматическом режиме:

- выделять границы водного объекта;
- определять следы сильных загрязнений и тонких нефтяных плёнок;
- оценивать уровень концентрации хлорофилла «а»;
- оценивать концентрацию взвешенных веществ минерального происхождения и отделять загрязнённые области от мелководных;
- делать итоговые выводы об общем и компонентном уровне загрязнения водоёма.

Алгоритм включает в себя метод обработки данных на основе физического моделирования для определения эфтрофированности водоёмов и выделения участков сине-зелёных водорослей. Преимущество такого метода состоит в том, что это является общим случаем для данных гиперспектральной съёмки, основанным на особенностях изменения СХ приповерхностного водного слоя при увеличении в нём концентрации органических веществ, и не зависит от параметров конкретного водоёма.

На первом этапе происходит определение границ водного объекта методом яркостного контраста объекта со смежным фоном путём наращивания областей [4]. За объект принимается СХ точки, отмеченной оператором, усреднённая по ближайшей области. В качестве порогового критерия принимается максимальное значение СХ исследуемого пикселя в ближней инфракрасной области спектра, в которой водная поверхность имеет низкую отражательную способность, в то время как СХ объектов, относящихся к береговой линии, растительности, антропогенным объектам, напротив, возрастает. После этого производится уточнение контура выделенной области по индексу NDWI, расчёт которого учитывает средние интегральные значения СХ в ближней инфракрасной (770 ... 890 нм) и сине-голубой (400 ... 500 нм) зонах спектра.

На втором этапе происходит попиксельная обработка найденного водного объекта. Это включает в себя следующие шаги.

Идентификация сильных загрязнений. В первую очередь проводится поиск областей, содержащих мощные (>0.2 мм) пятна нефтепродуктов. Значение КСЯ в ближнем инфракрасном диапазоне в этом случае в несколько раз превышает КСЯ других неоднородностей водной поверхности (рис. 5) [4]. Далее идентифицируются механические загрязнения крупнодисперсными взвешенными веществами минерального происхождения концентрацией более 200 мг/л. Положение максимума СХ в этом случае смещается в красно-коричневую область спектра (590 ... 710 нм), при этом значения КСЯ в этой области также в несколько раз превышают КСЯ других неоднородностей (рис. 5).

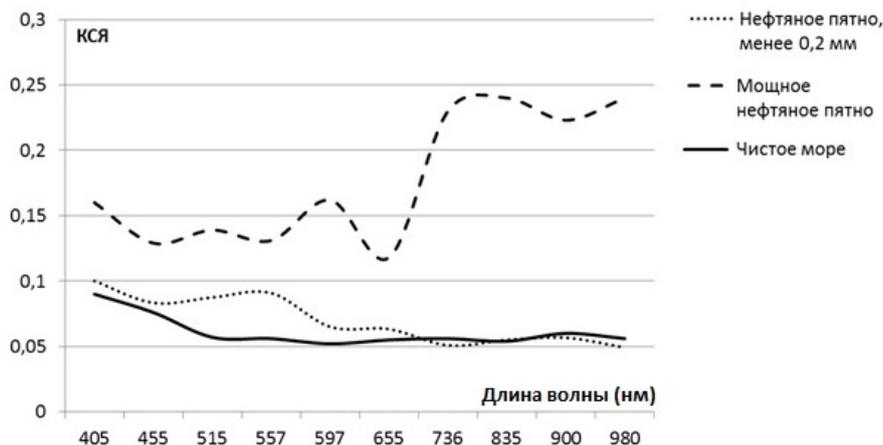


Рис. 5. Характерная форма СХ для сильных загрязнений

Распознавание зон интенсивного распространения фитопланктона. В качестве индикатора трофического состояния водоёма обычно используется концентрация хлорофилла «а», который является основным фотосинтетическим пигментом. Пигмент в составе фитопланктона, необходимый для фотосинтеза, даёт сильные полосы поглощения в голубой (480 нм) и красной (650 нм) области спектра с одновременным смещением максимума отражательной способности в зелёную (560 нм) часть спектра [5]. Таким образом, отношения КСЯ в интервале длин волн, близком к 480 и 560 нм, будут очень чувствительны к изменению концентрации фитопланктона (рис. 6).

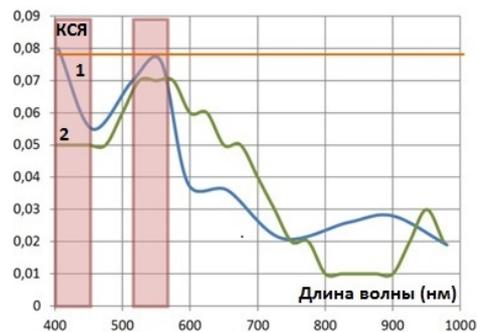


Рис. 6. СХ водной поверхности:
1 – тонкая нефтяная плёнка;
2 – фитопланктон

Концентрация хлорофилла «а» ($C_{хл}$) рассчитана по формуле:

$$C_{хл} = \frac{a_{хл}(\lambda)}{A(\lambda)},$$

где $A(\lambda)$ – константа, зависящая от длины волны; $a_{хл}(\lambda)$ – суммарный показатель поглощения морской водой на длине волны 560 нм, учитывающий биооптический индекс – соотношение КСЯ в двух узких гиперспектральных диапазонах 485 и 560 нм. Такой метод расчёта привлекателен тем, что основан на физических закономерностях формирования излучения от водной поверхности и не требует наземных измерений параметров водоёма, которые являются трудоёмкой и дорогостоящей операцией.

Чтобы отнести анализируемый участок гиперспектрального изображения к тонкой плёнке нефтепродуктов на водной поверхности, необходимо выполнение двух условий:

- отношение максимальных значений КСЯ в интервале 500-550 нм и 400-450 нм должно стремиться к единице. Это связано с тем, что интервал 400...450 нм соответствует возбуждению люминесцентного свечения нефтяными фракциями в коротковолновой части видимого диапазона спектра, вызванного интенсивным поглощением ультрафиолета в интервале 363...365 нм [1];

- величина концентрации хлорофилла «а» не должна превышать порогового значения, характерного для эфтрофных и мезотрофных водоёмов.

Распознавание участков внутримассового загрязнения минеральными взвешиваемыми веществами. Распознавание и классификация участков внутримассового загрязнения воды взвешиваемыми веществами с концентрацией менее 200 мг/л в настоящей реализации основывается на полуаналитическом подходе. При определении регрессионной зависимости, описывающей корреляционные связи между яркостью водной поверхности в видимом и ближнем инфракрасном диапазонах и вариацией содержания взвешенных веществ, использовалась физическая модель формирования излучения от водного объекта, содержащего взвешенные частицы. Прозрачность чистой воды в сине-зелёном спектральном интервале (470-570 нм) достигает 20-30 м и более, а КСЯ при достаточной глубине не превышает 0,04-0,05 [4]. Основные изменения в значении яркости чистой воды вносит увеличение рассеивания света в воде на частицах взвешенных веществ, что приводит к увеличению ослабления излучений и уменьшению глубины проникновения света. При слабом и умеренном загрязнении с увеличением концентрации твёрдых частиц в воде максимум СХ сдвигается в длинноволновую часть спектра (рис. 7).

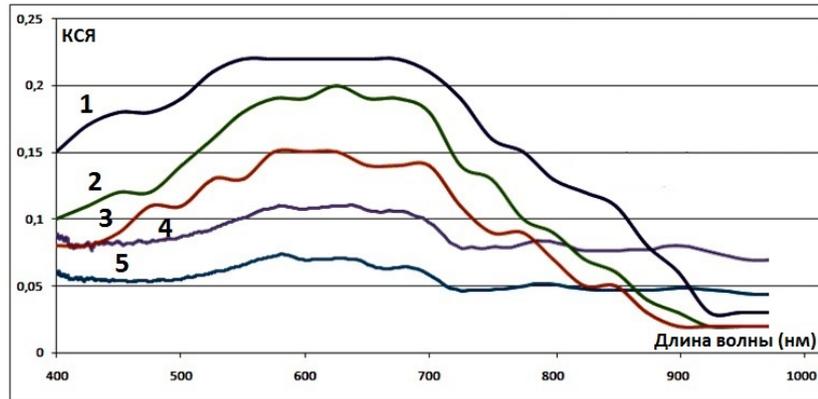


Рис. 7. КСЯ водной поверхности, загрязнённой взвешенными частицами:
 1 – крайне высокий уровень загрязнения (более 300 г/л);
 2 – высокий уровень загрязнения (200-300 мг/л);
 3 – средний уровень загрязнения (30-50 г/л);
 4 – низкий уровень загрязнения (20-30 мг/л);
 5 – условно чистая водная поверхность (менее 20 мг/л)

Установлена регрессионная зависимость между концентрацией взвешенных веществ ($C_{вв}$) и средним значением КСЯ ($r_{ср}$) для этого диапазона [4]:

$$C_{вв} = e^{\frac{r_{ср} + 0.044}{0.043}}.$$

Кроме присутствия в воде растворённых и взвешенных органических веществ, определяющих долю рассеивания и поглощения света в воде, величину КСЯ определяют тип дна и глубина водоёма при анализе состояния акватории в районе мелководья (рис. 8). Например, для участков интенсивного распространения высшей водной растительности характерно наличие максимума отражения в спектральном интервале 700...790 нм, а для песчаного дна в качестве признака принято значение энтропии в спектральном диапазоне 600...750 нм, где наблюдаются максимальные флуктуации яркости по сравнению с другими неоднородностями в виде взвесей.

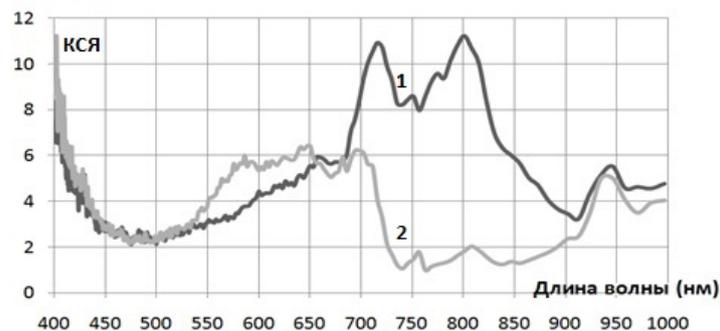


Рис. 8. КСЯ водной поверхности: 1 – мелководная зона; 2 – загрязнённая зона

Результаты

После расчёта признаков акватория классифицируется по степени загрязнения с учётом параметров действующего природоохранного законодательства, в соответствии с которым водные объекты по степени загрязнения разделяются на 5 уровней: условно чистые, слабо загрязнённые, загрязнённые, грязные, экстремально грязные. Каждый из признаков определяет наличие исследуемого компонента загрязнения. В результате

формируются карты компонентного уровня загрязнения (рис. 9). В настоящей работе карты сформированы по результатам обработки гиперспектральных данных, содержащих изображение города Регенсия (Эспириту-Санту, Бразилия).

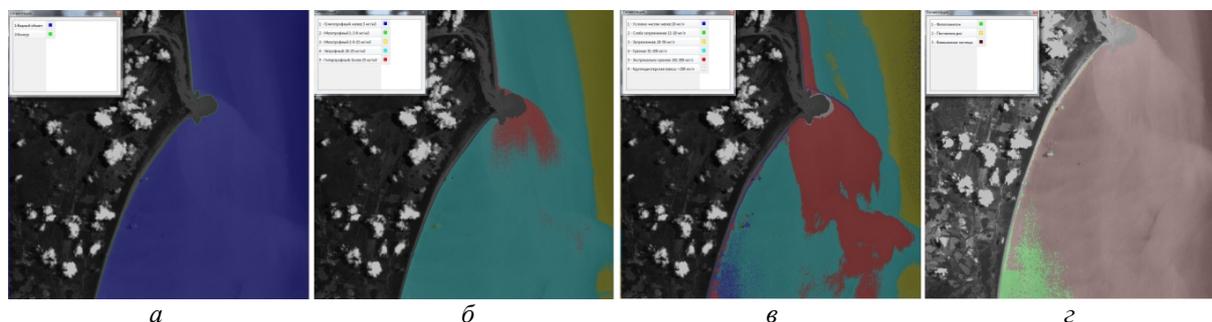


Рис. 9. Карты классификации по компонентному уровню загрязнения акватории:
 а – зона водного объекта; б – концентрация хлорофилла «а»;
 в – концентрация взвешенных минеральных веществ; г – мелководная зона

На следующем этапе формируется массив данных из трёх изображений, каждое из которых содержит классификационные коды, соответствующие пяти уровням загрязнения относительно каждого компонента. Далее проводится классификация созданного трёхмерного пространства на пять классов с использованием простой Евклидовой метрики. Пиксель приписывается тому классу, для которого эта метрика оказывается наименьшей. Таким образом, происходит кластеризация по общему уровню загрязнения, в результате которой формируется карта общего уровня загрязнения акватории (рис. 10).

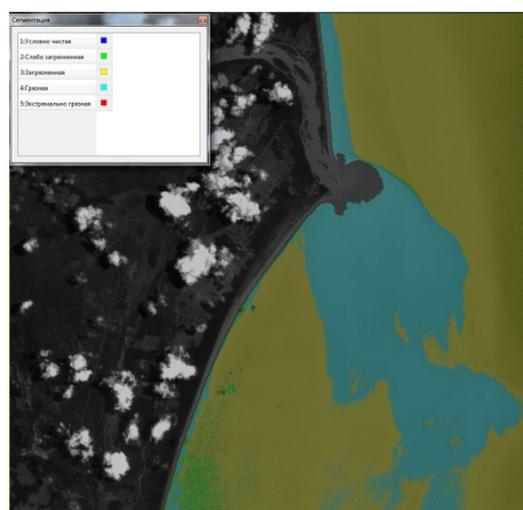


Рис. 10. Карта классификации по общему уровню загрязнения акватории

Заключение

Данные гиперспектральной съёмки в настоящее время могут быть эффективно использованы для выявления нарушения водопользования, своевременного выявления экологической деградации водоёма и принятия мер по её устранению.

Предлагаемая реализация учитывает общий случай физических закономерностей изменения СХ водной поверхности от уровня и компонентов загрязнения и не требует предварительных измерений параметров анализируемого водоёма, что значительно сокращает временные, финансовые и производственные затраты. Определение границ водного объекта происходит с использованием ближней инфракрасной зоны спектра, что позволяет уменьшить количество пикселей, принадлежащих береговой черте, ошибочно отнесённых к водной поверхности. В алгоритме отсутствует предварительная кластеризация и анализ производится не по усреднённым СХ каждого класса, а попиксельно, что повышает точность идентификации, сокращает минимальную площадь обнаруженного загрязнения и значительно уменьшает временные затраты на обработку. Однако алгоритм требует предварительной калибровки данных в КСЯ для устранения влияния атмосферного поглощения и рассеяния различных видов.

Библиографический список

1. Демидова Л.А., Еремеев В.В., Мятлов Г.Н., Тишкин Р.В., Юдаков А.А. Сегментация объектов по данным гиперспектральной съёмки Земли с использованием методов искусственного интеллекта // Цифровая обработка сигналов. 2013. № 4. С. 32-36.
2. Космический аппарат «Ресурс-П» № 2.
http://www.samspace.ru/products/earth_remote_sensing_satellites/ka_resurs_p2/
3. Деркачева А.А., Тутубалина О.В. Эффективность атмосферных коррекций гиперспектральных снимков Nuregion в регионах с развитым растительным покровом // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2014. Т. 11, № 4. С. 360-368.
4. Григорьева О.В., Шилин Б.В. Опыт оценки экологических характеристик акваторий морских портов по данным видеоспектральной аэросъёмки // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2012. Т. 9, № 1. С. 156-166.
5. Пименова Е.В. Химические методы анализа в мониторинге водных объектов. Пермь: Пермская государственная сельскохозяйственная академия, 2011. 138 с.

ALGORITHM OF MONITORING THE ECOLOGICAL STATE OF COASTAL WATERS IN AREAS OF HEAVY ECONOMIC USE

© 2016

- M. N. Guryeva** engineer, Ryazan State Radioengineering University, Ryazan, Russian Federation, maria_guryeva@mail.ru
- Yu. N. Zhuravel** Deputy Head of Department, Space-Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation, d1133@samspace.ru
- R. V. Tishkin** Candidate of Science (Engineering), Head of Department, Special Design Bureau «Spektr», Ryazan, Russian Federation, roman.tishkin@mail.ru

An algorithm of monitoring the ecological state of coastal waters is presented in the paper. The algorithm makes it possible to detect oil, mineral and organic coarse pollution, thin oil films, to estimate the concentration of mineral organic pollution in the surface layer. A method of identifying shallow water zones including sand-bottomed zones and waterline phytoplankton overgrowth is presented. The pollution level of the coastal zone of the city of Regency (Brazil) is estimated using the analysis of spectral-energy characteristics of polluted and nominally clean surfaces. On the basis of the estimates obtained clustering of the initial data on the component and the total level of pollution is performed. Conclusions are made concerning total pollution of the coastal waters under consideration. An example of data processing on the basis of the algorithm presented is discussed. A hyperspectral image obtained with the help of the «Resurs-P» No. 2 satellite is considered.

Earth remote sensing, environmental monitoring, hyperspectral data, spectral brightness factor, clustering.

Citation: Guryeva M.N., Zhuravel Y.N., Tishkin R.V. Algorithm of monitoring the ecological state of coastal waters in areas of heavy economic use. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 223-232. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-223-232

References

1. Demidova L.A., Eremeev V.V., Myatov G.N., Tishkin R.V., Yudakov A.A. Segmentation of objects according hyperspectral Earth observation using artificial intelligence techniques. *Digital Signal Processing*. 2013. No. 4. P. 32-36. (In Russ.)
2. *Kosmicheskii apparat «Resurs-P» № 2* [Resurs-P № 2 Satellite]. Available at: http://www.samspace.ru/products/earth_remote_sensing_satellites/ka_resurs_p2/

3. Derkacheva A.A., Tutubalina O.V. The effectiveness of atmospheric correction for Hyperion hyperspectral images in regions with developed vegetation cover. *Current Problems in Remote Sensing of the Earth From Space*. 2014. V. 11, no 4. P. 360-368. (In Russ.)

4. Grigoreva O.V., Shilin B.V. Experience in assessment of the environmental indicators of waters ports of hyperspectral images. *Modern problems of remote sensing of the Earth from space*. 2012. V. 9, no. 1. P. 156-166. (In Russ.)

5. Pimenova E.V. *Khimicheskie metody analiza v monitoringe vodnykh ob"ektov* [Chemical methods of analysis in the monitoring of water bodies]. Perm: Perm State Agricultural Academy Publ., 2011. 138 p.

Вестник Самарского университета.
Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение

Т. 15, № 3, 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. – 30,0
Тираж 200.

Отпечатано в издательстве «Новая техника», г. Самара
Подписано в печать 31.12.2016 г.