

АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

Орган Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского
и Академии наук авиации и воздухоплавания

Журнал выходит ежемесячно
Выпускается с августа 1998 г.

Н.Н. ДОЛЖЕНКОВ – главный редактор
(беспилотная авиация), доктор техн. наук

В.А. КОМАРОВ – главный редактор
(пилотируемая авиация), профессор,
доктор техн. наук

Члены
редакционной
коллегии

А.А. АЛЕКСАНДРОВ,
д.т.н., проф.

А.П. АЛЕКСАНДРОВ,
к.т.н., летчик-космонавт

Б.С. АЛЕШИН,
академик РАН

Б.В. БАЛЬМОНТ,
академик РАКЦ

М.В. ГОРДИН, к.т.н.

В.Г. ДМИТРИЕВ,
чл.-кор. РАН

Б.И. КАТОРГИН,
академик РАН, проф.

А.М. МАТВЕЕНКО,
академик РАН, проф.

С.В. МИХЕЕВ,
академик РАН

Н.Ф. МОИСЕЕВ, к.т.н.

М.А. ПОГОСЯН,
академик РАН, проф.

И.Б. ФЕДОРОВ,
академик РАН

Е.А. ФЕДОСОВ,
академик РАН, проф.

В.В. ХАРТОВ,
д.т.н., проф.

С.Л. ЧЕРНЫШЕВ,
академик. РАН, проф.

Редактор-организатор
О.С. РОДЗЕВИЧ

И.о. заместителя главного редактора

В.П. ЛОСИЦКИЙ

Ответственный секретарь
О.Г. КРАСИЛЬНИКОВА

Редакционный совет

А.М. МАТВЕЕНКО,
председатель редсовета,
академик РАН, проф.

О.М. АЛИФАНОВ,
академик РАН, проф.

О.А. БАЛЫК, д.т.н.

И.В. БАРМИН,
чл.-кор. РАН, проф.

В.Е. БАРСУК, д.т.н.

В.Ф. БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ,
д.т.н., проф.

О.Ф. ДЕМЧЕНКО, к.э.н.

С.Ю. ЖЕЛТОВ,
академик РАН

Л.М. ЗЕЛЕНЬКИЙ,
академик РАН, проф.

А.Н. КИРИЛИН, д.т.н.

А.А. КОРОТЕЕВ,
академик РАН

А.П. МАНИН, д.т.н.

М.Я. МАРОВ,
академик РАН

Е.А. МИКРИН,
академик РАН

К.М. ПИЧХАДЗЕ,
д.т.н., проф.

С.С. ПОЗДНЯКОВ, инж.

В.Г. СВЕТЛОВ, д.т.н.

А.Н. СЕРЬЕЗНОВ, д.т.н.

Н.П. СИЗЯКОВ, д.т.н.

В.П. СОКОЛОВ,
д.т.н., проф.

В.А. СОЛОВЬЕВ,
чл.-кор. РАН, проф.,
летчик-космонавт

О.А. ТОЛПЕГИН, д.т.н.,
чл.-кор. РАН, проф.

В.В. ШАЛАЙ,
д.т.н., проф.

В.А. ШАТАЛОВ,
летчик-космонавт

СОДЕРЖАНИЕ

Галеев А.Г., Егоров Ф.А., Поляхов А.Д., Потапов В.Т., Сизяков Н.П., Соколовский А.А. Системы диагностики накоплений взрывоопасных газов при стендовых испытаниях двигательных установок на криогенных компонентах топлива 3

Лисейкин В.А., Тожокин И.А., Волнухин О.А., Чуринов М.Н., Урахов О.Ю. Системы управления и аварийной защиты для стендовых испытаний жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок 16

Владимиров А.В., Борисенко В.Д., Хмельщиков М.В. Новые оценки экологического воздействия современных ракетно-космических комплексов с жидкостными ракетными двигателями на высококипящих компонентах 38

Усов Г.Л., Кологов А.В. Аспекты совместной деятельности ФГУП «НПО «Техномаш» и ФКП «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности» 47

Коротаевский А.П. Проблемы создания средств натурного нагружения гидродомкратов-тормозов при стендовых испытаниях 50

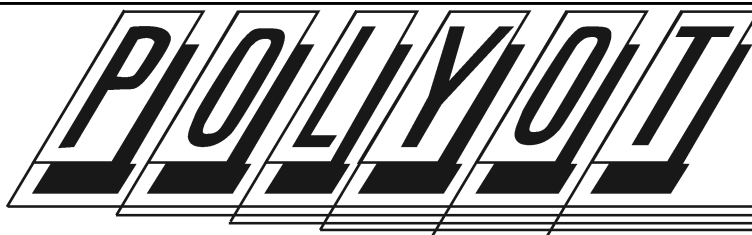
Журнал входит в перечень утвержденных ВАК РФ изданий для публикации трудов соискателей ученых степеней.

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей. За содержание рекламных материалов ответственность несет рекламодатель. Плата за аспирантов за публикацию статей не взимается. Аннотации статей журнала и требования к оформлению предоставляемых авторами рукописей приведены на сайте <http://ros-polet.ru>

Учредитель и издатель
ООО «Машиностроение–Полет»

© ООО «Машиностроение–Полет», 2020
© Авторы статей, 2020

Адрес редакции: 107076, РФ, г. Москва, Стромьинский пер., 4
Телефон: 8 (499) 269-54-97; +7-926-916-03-58
Адрес электронной почты: rospolet@mail.ru
Адрес в интернете: <http://ros-polet.ru>



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

**Journal of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky
and Academy of Aviation and Aeronautics Sciences**

The journal is issued monthly
Published since August 1998

N.N. DOLZHENKOV – Editor-in-Chief
(Unmanned Aerials Vehicles), Dr. Sci. (Eng.)

V.A. KOMAROV – Editor-in-Chief
(manned aviation), Dr. Sci. (Eng.), Prof.

**Board
Members of Editorial**

A.A. ALEKSANDROV,
Dr. Sci. (Eng.)

A. P. ALEKSANDROV,
Cand. Sci. (Eng.), Prof.,
Pilot-Cosmonaut

B. S. ALESHIN,
Acad., RAS

B.V. BALMONT,
Member, RACTs.

M.V. GORDIN,
Cand. Sci. (Eng.)

V.G. DMITRIYEV,
Corresp. Member, RAS

B.I. KATORGIN,
Acad., RAS, Prof.

A.M. MATVEYENKO,
Acad., RAS, Prof.

S.V. MIKHEYEV,
Acad., RAS

N.F. MOISEEV,
Cand. Sci. (Eng.)

M.A. POGOSYAN,
Acad., RAS, Prof.

I.B. FEDOROV,
Acad., RAS

E.A. FEDOSOV,
Acad., RAS, Prof.

V.V. KHARTOV,
Dr. Sci. (Eng.), Prof.

S.L. CHERNYSHEV,
Acad., RAS, Prof.

Editor Organizer
O.S. RODZEVICH

Acting Deputy Editor-in-chief
V.P. LOSITSKY

Responsible Secretary
O.G. KRASILNIKOVA

**Members of Editorial
Committee**

A.M. MATVEYENKO,
Chair of Edit. Committee,
Acad., RAS, Prof.

O.M. ALIFANOV,
Corresp. Member, RAS, Prof.

O.A. BALYK,
Dr. Sci. (Eng.)

I.V. BARMIN,
Corresp. Member, RAS, Prof.

V.E. BARSUK,
Dr. Sci. (Eng.)

V.F. BEZYAZYCHNYI,
Dr. Sci. (Eng.), Prof.

O.F. DEMCHENKO,
Cand. Sci. (Econ.)

S.Yu. ZHELTOV, Acad. RAS

L.M. ZELENY,
Acad., RAS, Prof.

A.N. KIRILIN, Dr. Sci. (Eng.)

A.A. KOROTEYEV, Acad., RAS

A.P. MANIN, Dr. Sci. (Eng.)

M.Ya. MAROV,
Acad., RAS

E.A. MIKRIN,
Acad., RAS

K.M. PICHKHADZE,
Dr. Sci. (Eng.), Prof.

S.S. POZDNYAKOV, Eng.

V.G. SVETLOV, Dr. Sci. (Eng.)

A.N. SERYOZNOV,
Dr. Sci. (Eng.)

N.P. SIZYAKOV,
Dr. Sci. (Eng.)

V.P. SOKOLOV,
Dr. Sci. (Eng.), Prof.

V.A. SOLOV'EV,
Corresp. Member, RAS, Prof.,
Pilot-Cosmonaut

V.A. SHATALOV,
Pilot-Cosmonaut

O.A. TOLPEGIN, Dr. Sci. (Eng.),
Corresp. Member, RAS, Prof.

CONTENTS

Galeev A.G., Egorov F.A., Polyakhov A.D., Potapov V.T., Sizyakov N.P., Sokolovsky A.A. Diagnostic Systems for Hazardous Explosive Gas Accumulations During Bench Tests of Propulsion Systems Using Cryogenic Fuel Components ... 3

Liseykin V.A., Tozhokin I.A., Volnukhin O.A., Churin M.N., Urakhov O.Yu. On-Stand Control Systems and Emergency Protection System for Propulsion Tests of Liquid Rocket Engines and Launch Vehicles..... 16

Vladimirov A.V., Borisenko V.D., Hmelschikov M.V. New Environmental Impact Assessments of Advanced Rocket Systems with High Boiling Components LPE 38

Usov G.L., Kologov A.V. Aspects of Joint Activity of the Enterprises NGO Technomash and Research and Test Centre of Rocket and Space Industry 47

Korotaevsky A.P. Problems of Creating Full-Scale Loading Means Hydraulic Jacks-Brakes During Bench Tests 50

The journal is in the list of editions, authorized by the Supreme Certification Committee of the Russian Federation to publish the works of those applying for a scientific degree.

Viewpoints of authors of papers do not necessarily represent the Editorial Staff's opinion. Post-graduates have not to pay for the publication of articles. Annotations of magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://ros-polet.ru>

The Fonder and publisher of a magazine:
Ltd Co «Mashinostroenie – Polyot»

© Ltd Co «Mashinostroenie – Polyot», 2020
© Articles authors, 2020

Address of the editorial office: 107076, Moscow, Stromynsky per., 4

Phone: 8(499)269-54-97; +7-926-916-03-58

E-mail: rospolet@mail.ru

Website: <http://ros-polet.ru>

Системы диагностики накоплений взрывоопасных газов при стендовых испытаниях двигательных установок на криогенных компонентах топлива

ГАЛЕЕВ Айвенго Гадыевич – главный научный сотрудник Федерального казенного предприятия «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности» (ФКП «НИЦ РКП»), профессор, доктор техн. наук; *ЕГОРОВ Федор Андреевич* – ведущий научный сотрудник Фрязинского филиала Института радиотехники и электроники имени В.А. Котельникова РАН (ФирЭ имени В.А. Котельникова РАН), доктор физ.-мат. наук; *ПОЛЯХОВ Александр Дмитриевич* – начальник отдела ФКП «НИЦ РКП»; *ПОТАПОВ Владимир Тимофеевич* – главный научный сотрудник ФирЭ имени В.А. Котельникова РАН, доктор техн. наук; *СИЗЯКОВ Николай Петрович* – исполняющий обязанности генерального директора ФКП «НИЦ РКП», доктор техн. наук; *СОКОЛОВСКИЙ Александр Алексеевич* – ведущий научный сотрудник ФирЭ имени В.А. Котельникова РАН, доктор техн. наук

E-mail: a.galeev@nic-rkp.ru; egorov-fedor@mail.ru; mail@nic-rkp.ru; v_potapov38@mail.ru; asokol@list.ru

Испытания двигательных установок (ДУ) на криогенных компонентах топлива жидкие кислород–водород и жидкие кислород–метан на стенде проводятся с выполнением дополнительных мер безопасности с использованием систем диагностики и аварийной защиты. При испытаниях большинство нештатных ситуаций связаны с утечками взрывоопасных газов, которые могут вызвать аварийные ситуации при увеличенных дозах заправки компонентов топлива в баки ДУ. В связи с этим требуется повышение эффективности систем пожаровзрывопредупреждения, диагностики и аварийной защиты испытаний для более раннего обнаружения утечек взрывоопасных газов.

Представлены результаты исследований систем раннего обнаружения утечек водорода и метана и построения средств контроля на основе волоконно-оптической техники и микрорезонаторных структур, обладающих высокими быстродействием, селективностью, помехозащищенностью и надежностью.

Ключевые слова: двигательная установка; безопасность; система диагностики и аварийной защиты; нештатная ситуация; утечка водорода; волоконно-оптическая техника.

A.G. Galeev, F.A. Egorov, A.D. Polyakhov, V.T. Potapov, N.P. Sizyakov, A.A. Sokolovsky. Diagnostic Systems for Hazardous Explosive Gas Accumulations During Bench Tests of Propulsion Systems Using Cryogenic Fuel Components

Tests of propulsion systems on cryogenic fuel components liquid oxygen-hydrogen and liquid oxygen-methane at the test bench are carried out with the implementation of additional safety measures using diagnostic and emergency protection systems. During testing, most contingencies are associated with the leakage of explosive gases, which can cause accidents with increased doses of refueling fuel components in the tanks of propulsion systems. In this regard, it is necessary to increase the efficiency of fire and explosion warning systems, diagnostics and emergency protection for earlier detection of leaks of explosive gases.

The results of studies of the system for the early detection of hydrogen and methane leaks and the construction of diagnostic tools for the accumulation of explosive gases based on fiber-optic and microresonator structures with high speed, selectivity, noise immunity and reliability are presented.

Keywords: propulsion system; safety; diagnostic and emergency protection system; emergency situation; hydrogen leak; fiber optic technology.

Своевременное обнаружение выбросов и утечек пожаровзрывоопасных или токсичных веществ является типичной задачей, решаемой в целях обеспечения безопасности во многих отраслях промышленности. Воспламенение и взрывы внезапных выбросов и нако-

плений природного метана в шахтах, водорода на испытательных стендах могут иметь тяжелые последствия. Безопасность наземных испытаний кислородно-водородных и кислородно-метановых двигательных установок (ДУ) и ракетных блоков (РБ), в баках которых находятся многие тонны компонентов топлива, зависит от времени обнаружения утечек взрывоопасного компонента в атмосфере испытательных зон и помещений и их устранения. Утечки компонентов топлива в практике стендовых испытаний ракетной техники обнаруживаются системой контроля опасных накоплений (СКОН). Система пожаровзрывопредупреждения (СПВП) включается в работу по сигналу от СКОН. Благодаря применению СПВП снижается концентрация окислителя (воздуха, кислорода) до безопасного уровня, удаляются опасные накопления взрывоопасных газов путем продувки инертным газом в дренаж.

С развитием ракетно-космических комплексов для полетов к объектам ближнего и дальнего космоса связаны перспективы применения криогенных топлив: кислорода с метаном и кислорода с водородом.

В ракетах-носителях (РН) тяжелого и сверхтяжелого классов «Ангара А5В» и «Енисей» предусматривается применение кислородно-водородного разгонного блока тяжелого класса (РБ КВТК) с кислородно-водородным двигателем РД0146 тягой 90 кН и ступени с кислородно-водородным двигателем РД0150 тягой 1000 кН, наземная отработка которых планируется к проведению на стендах ФКП «НИЦ РКП».

Перспективно также применение сжиженного природного газа (СПГ) с содержанием метана до 97...99 % в паре с жидким кислородом в маршевых двигателях многоразовых ракетно-космических систем (МРКС).

В связи с этим разработка эффективной СКОН для диагностики взрывоопасных газов (водорода и метана) в целях обеспечения безопасности наземных испытаний РН «Ангара А5В», «Енисей» и МРКС с кислородно-водородными и кислородно-метановыми двигателями является актуальной.

Необходимость упреждающей разработки специализированной газоаналитической аппаратуры для отработки РН «Энергия» отмечалась главным конструктором Б.И. Губановым при ее проектировании [1]. Однако и сегодня надежные приборы для контроля утечек взрывоопасных газов являются дефицитом.

В настоящее время широкое распространение получили разнообразные газоаналитические датчики и сенсоры, в которых доставка анализируемой газовой смеси к чувствительным элементам базируется на явлениях переноса в газах. Несмотря на определенные достижения разработчиков в области повышения быстродействия газоаналитических датчиков, реальные успехи в создании на их основе перспективных СКОН для водорода и метана пока невелики.

В работе [2] отмечены задержки в обнаружении опасных накоплений водорода и выдача ложной информации об их появлении на стенде при испытаниях кислородно-водородных ракетных блоков и ДУ в ФКП «НИЦ РКП». Подобные недостатки снижают доверие к существующим средствам контроля газовой среды, и проблему обеспечения безопасности водородных испытаний нельзя считать решенной.

Существующие разнообразные датчики, анализаторы и основанные на их использовании системы контроля горючих, взрывоопасных и окислительных компонентов в газовых средах проходят лабораторные испытания на производственной базе разработчика [3]. Цели испытаний:

- выявление диапазона концентраций контролируемого компонента в газовых средах, при котором сохраняется работоспособность датчика и безопасность его применения в пожаро-взрывоопасных средах;

- оценка быстродействия газоаналитического датчика;

- оценка погрешности газоаналитических датчиков путем сравнения показаний с паспортными данными контрольной смеси, применяемой при испытаниях;

- выявление диапазонов давлений, температур и значений влажности среды, при которых

сохраняются основные метрологические характеристики.

За рубежом лабораторные испытания сенсоров и датчиков проводятся в составе специализированных испытательных установок с применением газовых смесей, подаваемых непосредственно к чувствительному элементу датчика [4]. При этом моделируются все известные комбинации внешних воздействий на датчик. У отечественных разработчиков методики и технология проведения лабораторных испытаний датчиков существенно различаются, не всегда стандартизованы и, как правило, не вводятся в состав документации, передаваемой пользователям при покупке. Для приобретающих газоаналитический датчик пользователи часто остаются неизвестными его реальные быстродействие, селективность (нечувствительность к неконтролируемым компонентам газовых смесей), стабильность паспортных характеристик в натуральных условиях, пауза нечувствительности после превышения предельной концентрации контролируемого компонента, реальный ресурс работоспособности, степень влияния внешних, прежде всего климатических, факторов и надежность.

Некоторые отечественные пользователи проводят натурные испытания опытных образцов новых газоаналитических датчиков. Их цель – подтверждение рабочих и эксплуатационных характеристик в условиях действующего водородного испытательного стенда [4]. Испытываемый датчик устанавливают и подключают в помещении стенда, на котором в это же время ведутся испытания изделий с применением водорода. Программные вариации концентраций контролируемого компонента, по мнению испытателей, должны создаваться естественным путем, т.е. случайными, неуправляемыми утечками водорода или кислорода. Однако сам факт появления утечки во время испытания, ее интенсивность, момент времени и удаленность датчика от места появления течи носят случайный характер.

Факторами, препятствующими выявлению действительных характеристик газоаналитиче-

ских датчиков при натуральных испытаниях, являются:

неопределенность факта и момента появления утечки контролируемого компонента;

неопределенность локальной концентрации контролируемого компонента в газовой среде вблизи датчика в каждый момент времени;

неопределенность скоростей движения среды, транспортирующей контролируемый компонент от места течи до чувствительного элемента датчика;

внезапно возникающие на стенде температурные, акустические, вибрационные и ударные воздействия на функционирующий газоаналитический датчик;

внезапное появление в окружающей газовой среде примесей неконтролируемых компонентов (технологических газов, продуктов функционирования объектов испытаний, задымленности и запыленности), маскирующих или искажающих действие контролируемых компонентов на датчик.

Отсутствие обоснованных методик испытаний и измерений параметров разнообразных влияющих на датчики воздействий, учитывающих перечисленные факторы, не позволяет считать корректными результаты большинства натуральных испытаний газоаналитических датчиков, проведенных на действующих испытательных стендах.

В работе [5] рассмотрены механизмы доставки контролируемого компонента к датчику. Движущей силой любого массопереноса является разность концентраций. Перенос вещества в движущейся среде обусловлен двумя различными механизмами. Во-первых, наличие разности концентраций вызывает направленный поток контролируемого компонента (примеси) за счет молекулярной диффузии, описываемой известным градиентным законом Фика:

$$j_D = -D \text{grad} C, \quad (1)$$

где j_D – поток массы контролируемого компонента; D – коэффициент диффузии; C – концентрация контролируемого компонента.

Во-вторых, контролируемый компонент, распределенный в газовой среде, увлекается в процессе ее движения и переносится вместе с газовой средой из одной точки пространства в другую. При таком способе перемещения переносимое количество компонента пропорционально его концентрации и скорости движения среды:

$$\vec{j}_k = C\vec{\omega}, \quad (2)$$

где \vec{j} – вектор потока массы контролируемого компонента; $\vec{\omega}$ – вектор скорости среды.

Совокупность обоих процессов принято называть конвективной диффузией. Выражение для совместного диффузионно-конвективного переноса получим суммированием потоков (1) и (2). Для потока движущейся несжимаемой жидкости (газа) уравнение диффузионно-конвективного переноса примет вид

$$\frac{\partial C}{\partial \tau} + (\vec{\omega}, \text{grad}C) = D\nabla^2 C. \quad (3)$$

Скорость жидкости $\vec{\omega}$, входящая в уравнение (3), должна быть найдена из решения гидродинамической задачи как функция координат x , y , z и времени τ .

Одна из разновидностей конвективного переноса – гравитационная конвекция – обусловлена разностью плотностей контролируемого компонента и газовой среды в поле тяготения. Под действием архимедовых сил возникает вертикальное движение объемов контролируемого компонента в окружающей среде. Можно показать, однако, что реальная эффективность диффузионного переноса, как и переноса под действием архимедовых сил в атмосфере, в целом незначительна и не должна переоцениваться.

Рассмотрим задачу диффузионного распространения газообразных водорода, кислорода и гелия в воздушной среде при температуре $T = 293$ К с поверхности неподвижного облака, возникшего из-за утечки газа.

Пусть начальная концентрация контролируемого компонента в облаке равна 100 %, окружающая газовая среда неподвижна. Динамику

диффузионного роста концентрации контролируемого компонента оценим для датчика, удаленного по горизонтали на расстояние 0,5 м от облака контролируемого компонента. Время достижения концентрации 0,1 %, достаточной для срабатывания газоаналитического датчика, найдем из решения уравнения (1) для диффузии в одномерном приближении:

$$C = 100 \frac{1}{\sqrt{\tau}} e^{-\frac{R^2}{4D\tau}}, \quad (4)$$

где C – концентрация контролируемого компонента, % (об.); τ – время, с; D – коэффициент взаимодиффузии контролируемого компонента и воздуха; R – расстояние от источника контролируемого компонента до расчетной точки, м.

Расчетные концентрации контролируемых компонентов в выбранной условной точке приведены на рис. 1.

Из анализа рис. 1 следует, что время чисто диффузионного переноса контролируемого компонента к датчику, установленному в полуметре от течи, составит не менее 240 с для водорода или гелия и не менее 960 с для чистого кислорода. Действительное удаление газоаналитических датчиков от мест вероятного возникновения утечки на существующих испытательных стендах обычно измеряется метрами. В этом случае реальное время задержки информации о появлении утечки может измеряться десятками минут при условии отсутствия конвекции. Очевидно, что даже высокое быстродействие газоаналитического датчика в этих условиях не может сократить время задержки, поскольку задержка обусловлена низкой скоростью диффузионного переноса.

Оценим скорость всплытия газообразного водорода в неподвижной и более тяжелой, например, воздушной среде. Допустим, что водород заключен в непроницаемую и невесомую оболочку сферической формы диаметром $2R$. Вследствие разности плотностей газов на объем водорода действует архимедова подъемная сила. Эта сила заставляет оболочку с водородом всплывать вверх, а сопротивление окружающей

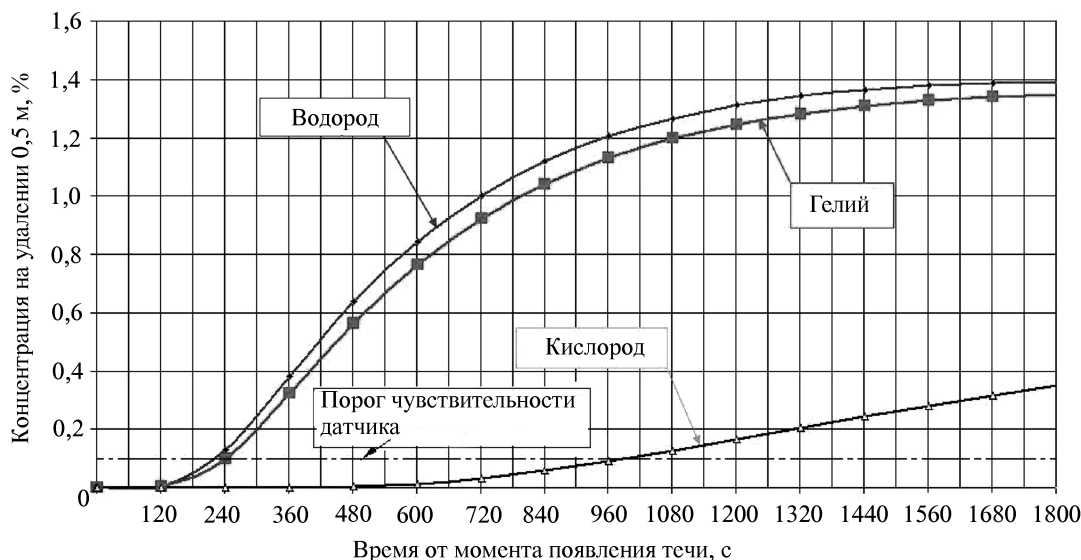


Рис. 1. Концентрации контролируемых компонентов на расстоянии 0,5 м от источника

среды тормозит это движение. Установившееся равномерное движение наступит при равенстве подъемной и тормозящей сил. Оценим скорость установившегося движения невесомой оболочки с водородом в воздушной среде, используя в качестве первого приближения закон Стокса.

Подъемная сила $F_{\text{арх}}$ для невесомой сферической оболочки, заполненной водородом, в воздухе определяется выражением

$$F_{\text{арх}} = 1,33\pi R^3(\rho_{\text{возд}} - \rho_{\text{H}_2}), \quad (5)$$

где $\rho_{\text{возд}}$ — плотность воздуха; ρ_{H_2} — плотность водорода.

Сила сопротивления движению шаровой оболочки в воздушной среде

$$T_{\text{тр}} = 6\pi\mu R w, \quad (6)$$

где μ — динамическая вязкость воздуха; w — скорость подъема (всплытия) шара радиуса R в воздушной среде.

Приравняв правые части (5) и (6), получим расчетную формулу для скорости всплытия объемов водорода радиусом R в воздушной среде:

$$w = 0,22R^2 \frac{(\rho_{\text{возд}} - \rho_{\text{H}_2})}{\mu}. \quad (7)$$

Учитывая, что оболочка, в которую заключен водород, в действительности отсутствует, малая вязкость водорода и вихреобразование способствуют дроблению исходного облака, расчеты по формуле (7) проведем для диапазона уменьшающихся значений R . Результаты расчетов приведены на рис. 2.

Анализ зависимости, изображенной на рис. 2, показывает, что скорость всплытия водорода в воздухе резко снижается при уменьшении размеров всплывающих объемов. Изменения размеров и формы облака водорода под действием ветра, диффузии и охлаждения от холодных поверхностей, например криогенных баков РБ, приводят к уменьшению подъемной силы и даже к изменению направления движения.

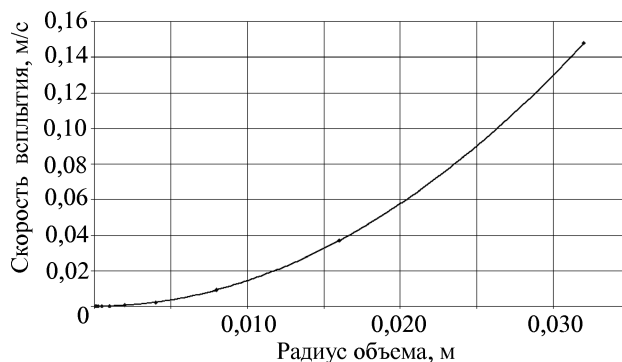


Рис. 2. Скорость всплытия водорода в воздухе

Таким образом, численные оценки скорости всплытия, выполненные по уравнению (7), следует считать максимально возможными. Однако даже эти скорости всплытия не могут существенно ускорить перенос по вертикали объемов водорода к датчику. Например, если течь образовалась всего на 2...3 м ниже газоаналитического датчика, время подъема водорода к датчику может составлять 10...50 с, что на порядок превышает ожидаемое время реакции датчика, равное 2...4 с.

Из проведенных теоретических исследований следует, что реальное быстродействие газоаналитических датчиков, базирующихся на использовании процессов конвективного и диффузионного переносов, определяется в основном скоростью доставки контролируемого компонента.

С учетом представленного выше теоретического анализа и опыта стендовых испытаний сформулированы требования к перспективным газоаналитическим датчикам взрывоопасных газов для СКОН в целом:

малая инерционность (не более 2 с);

селективность (нечувствительность) к наличию в контролируемой газовой среде гелия (на появление гелия некоторые датчики реагируют так же, как на появление водорода);

нечувствительность датчика концентрации одного из компонентов к появлению в контролируемой газовой среде второго компонента топлива (например, водорода для датчиков контроля содержания кислорода). Недостаточная селективность датчиков может приводить к ложным срабатываниям СКОН, израсходованию запасов инертных газов для СПВП с возможными аварийными последствиями;

стабильность метрологических характеристик при переменных атмосферно-климатических условиях, вибрационно-акустических, тепловых и ударных воздействиях на датчики.

В связи с этим целесообразно использовать гибридную технологию построения быстродействующих высоконадежных оптоэлектронных стендовых систем контроля опасных накоплений.

Благодаря сочетанию известных преимуществ оптических волокон и элементов микроэлектроники в составе гибридных оптоволоконных датчиков на основе таких систем можно создать газоаналитический комплекс диагностики испытательного стенда, отличающийся высокими быстродействием и селективностью, взрывобезопасностью, помехозащищенностью, высокой точностью и гибкостью в изменении его конфигурации применительно к текущим задачам.

Особенность гибридных оптоволоконных датчиков состоит в том, что питание удаленного измерительного модуля осуществляется с помощью оптического излучения, передаваемого по многомодовому волокну и преобразуемого фотовольтаическим преобразователем [6 – 8] в электрическую мощность для питания измерительного модуля. Передача измерительной информации также осуществляется по оптоволоконному каналу. Это позволяет отказаться от проводных линий в СКОН, что повышает собственную взрывобезопасность и помехозащищенность измерительной системы.

Кроме того, гибридная технология позволяет легко мультиплексировать сигналы от нескольких датчиков и измерять в критических точках стенда целый комплекс параметров, влияющих на безопасность испытаний: температуру, виброперегрузку, утечку компонентов топлива.

Характеристики гибридных оптоволоконных датчиков с воздействующими факторами для условий испытательного стенда можно определить на установке для сравнительных испытаний, внедренной на стенде ФКП «НИЦ РКП» [9].

Структурная схема гибридной измерительной системы изображена на рис. 3.

Система содержит локальный модуль (ЛМ), расположенный в операторской зоне, и электронный измерительный модуль (ИМ), расположенный в контролируемой зоне.

Локальный модуль содержит полупроводниковый лазер *I* с системой управления его мощ-

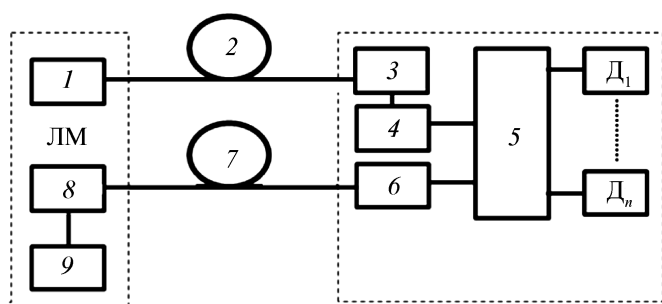


Рис. 3. Структурная схема гибридной измерительной системы:

1 – лазер питания ИМ; 2, 7 – дуплексный волоконный кабель; 3 – фотовольтаический преобразователь; 4 – блок питания ИМ; 5 – микропроцессорный модуль; $D_1 \dots D_n$ – датчики; 6 – оптический передатчик информационного сигнала; 8, 9 – блок приема и обработки измерительной информации

ностью. Излучение этого лазера через стандартное многомодовое волокно 2 передается на фотовольтаический преобразователь 3, подключенный к системе формирования питающих напряжений измерительного блока 4.

К микропроцессорному блоку 5 подключены различные датчики $D_1 \dots D_n$ для контроля параметров испытательного стенда. Это могут быть датчики концентрации взрывоопасных компонентов топлива, температуры, давления, механических напряжений, положения исполнительных механизмов и т.д. Информация от всех датчиков кодируется в определенный формат [10, 11] в блоке 5 и передается с помощью излучателя 6 через волокно 7 в локальный модуль, где принимается фотоприемником 8, и поступает в блок обработки и отображения информации 9. Длина дуплексной волоконной линии 2 и 7, связывающей локальный и измерительный блоки, может достигать нескольких километров.

Вся система строится на стандартных и доступных электронных компонентах. В качестве фотовольтаических преобразователей могут применяться сборки кремниевых фотодиодов, однако их эффективность не превышает 10...20 %, и требуется повышенная оптическая мощность для питания измерительного модуля, что не всегда приемлемо по требованиям взрывобезопасности.

В работах [12, 13] показано, что при разломе волокна в метано-воздушной, водородно-воздушной смесях, содержащих поглощающие частицы (угольная пыль, оксиды железа и т.д.), взрывобезопасной является оптическая мощность 200...300 мВт. Следует отметить, что характерные времена воспламенения и взрыва [12] водородно-воздушной и метано-воздушной смесей составляют 40...300 мс. Обратная связь о состоянии питания измерительного модуля [13] позволяет за время не более 100 мкс отключить питающую оптическую мощность при обрыве волокна, что гарантирует взрывобезопасность измерительной системы и при оптической мощности более 1 Вт. Измерительный модуль может также содержать резервный источник питания, например аккумулятор, который обеспечит его работу в критической ситуации.

Для обеспечения взрывобезопасных уровней оптической мощности вопросы эффективности питания оптическим излучением являются первостепенными. Они успешно решаются как с помощью высокоэффективных (до 50 %) фотовольтаических преобразователей [14], так и путем специального построения системы оптического питания [15].

В Институте радиотехники и электроники имени В.А. Котельникова РАН предложен оптоэлектронный датчик для контроля концентрации взрывоопасных газов (например, метана).

Один из вариантов реализации такого датчика приведен на рис. 4. Датчик работает следующим образом. Излучение от источника оптического излучения 1 с длиной волны λ_1 , соответствующей полосе прозрачности волоконного световода 2, поступает по этому световоду на преобразователь частоты 3, который преобразует излучение с длиной волны λ_1 в излучение с длиной волны λ_2 , соответствующей линии поглощения анализируемого газа, находящегося в кювете 4.

В качестве преобразователя излучения может быть применен люминофор $\text{In}_{0,94}\text{Ga}_{0,06}\text{As}_{0,94}\text{Sb}_{0,06}$, выращенный на подложке InAs с промежуточным слоем $n\text{-InAs}_{0,74}\text{Sb}_{0,09}\text{P}_{0,17}$. Для этого

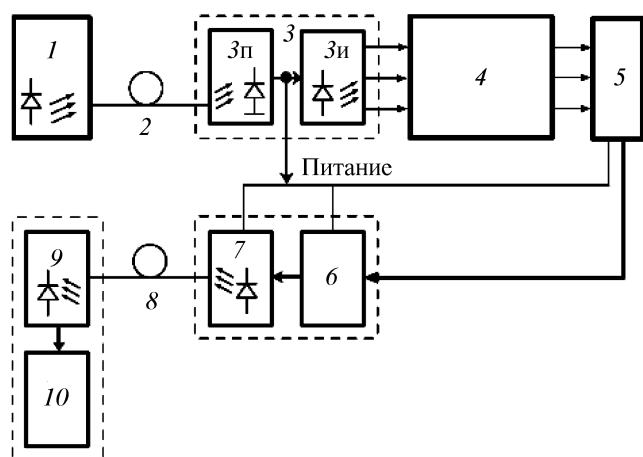


Рис. 4. Гибридный датчик углеводородов с инфракрасным (ИК) излучателем на 3,3 мкм:

1 – лазер питания; 2, 8 – дуплексный волоконный кабель; 3п – фотовольтаический преобразователь; 3и – инфракрасный излучатель 3,3 мкм; 4 – газовая кювета; 5 – ИК-фоторезистор; 6 – блок кодирования информации; 7 – оптический передатчик; 9 – фотоприемник; 10 – блок обработки и отображения информации

материала спектр люминесценции лежит в области 3,3 мкм, соответствующей полосе поглощения углеводородных газов. Эффективное возбуждение люминесценции осуществляется полупроводниковым излучателем с длиной волны 0,87 мкм, которая соответствует полосе прозрачности стандартного волоконного световода. Преобразователем излучения может быть также светодиод 3 и, который питается от фотовольтаического преобразователя 3п, как показано на рис. 4. Излучение с длиной волны λ_2 (3,3 мкм) проходит через исследуемый газ, и его интенсивность регистрируется приемником излучения 5, установленном на выходе кюветы 4. Информацию о концентрации исследуемого газа несет интенсивность излучения, прошедшего через кювету 4. Выходной сигнал с приемника 5 поступает на устройство 6 кодирования информационного сигнала, которое затем с помощью излучателя 7 и световода 8 передает информацию на блоки 9, 10 приема и обработки. В блоке 10 сопоставляются значения измеренной интенсивности излучения и интенсивности, соответствующей концентрации исследуемого газа.

Высокая чувствительность предложенного датчика обусловлена тем, что интенсивность поглощения анализируемых газов на основной линии поглощения на два–три порядка больше, чем в области 1,6...1,7 мкм, которая ранее использовалась в волоконных датчиках метана. Кроме того, увеличение длины волны излучения, на которой проводится анализ, позволяет снизить влияние рассеяния и, следовательно, улучшить точность датчика, поскольку двукратное увеличение длины волны приводит к подавлению влияния рассеяния в 16 раз.

Достоинством разработанного датчика является также высокое быстродействие. Оно достигается тем, что при значительном подавлении влияния рассеяния, обусловленного увеличением длины волны зондирующего излучения, допустимо использование открытых (незащищенных) кювет, вследствие чего скорость проникновения газа в кювету не ограничивается защитными материалами и приспособлениями.

Современные технологии микромеханики, волоконной и интегральной оптики в сочетании с методами лазерной обработки материалов (в том числе на базе волоконных лазеров) позволяют создавать искусственные объекты и среды с уникальными свойствами, в частности микрооптомеханические резонаторные структуры (МОМРС), микроосцилляторы, возбуждаемые светом [16]. Сформировалось новое научно-техническое направление – лазерная оптомеханика, – связанное с исследованием взаимодействия лазерного излучения с микроосцилляторами, которые могут играть также роль внутррезонаторных оптических элементов в лазерах. Интерес к данному направлению обусловлен, в частности, тем, что помимо новых перспектив исследований в области фундаментальной физики и фотоники оно открывает широкие возможности для создания нового класса датчиков – волоконно-оптических резонансных (вибросчастотных) датчиков (ВОРД) (рис. 5), принцип действия которых основан на зависимости частоты резонансных колебаний МОМРС, возбуждаемых лазерным излучением.

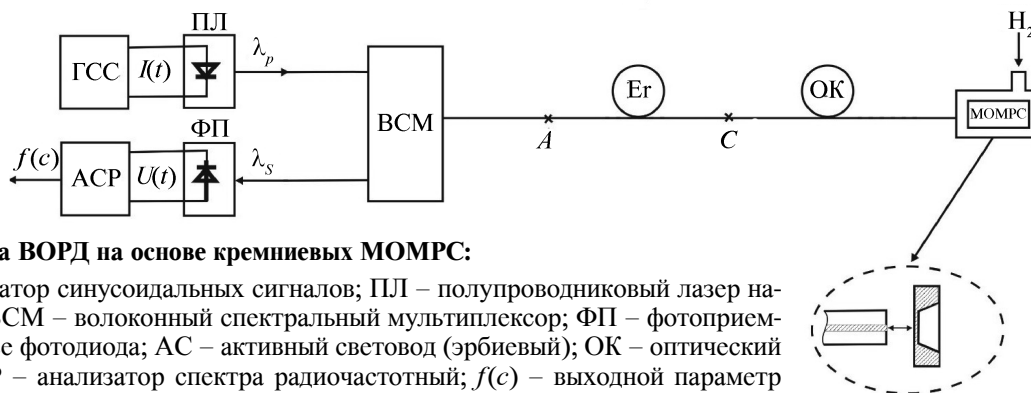


Рис. 5. Схема ВОРД на основе кремниевых МОМРС:

ГСС – генератор синусоидальных сигналов; ПЛ – полупроводниковый лазер накачки (λ_p); ВСМ – волоконный спектральный мультиплексор; ФП – фотоприемник на основе фотодиода; АС – активный световод (эрбиевый); ОК – оптический кабель; АСР – анализатор спектра радиочастотный; $f(c)$ – выходной параметр датчика

ем, от внешних воздействий на микроосциллятор и параметров окружающей среды.

Известно [17, 18], что преобразование измеряемой величины в частотно-временные параметры сигналов является одним из эффективных методов повышения точности измерений, что находит широкое применение при решении научно-технических задач и проведении высокоточных измерений в промышленности. Этот метод лежит в основе функционирования, хорошо известных резонансных (струнных) преобразователей [18], принцип действия которых основан на зависимости собственной (резонансной) частоты мод поперечных колебаний металлической струны – колебательного элемента (КЭ) преобразователя – от контролируемых параметров (механической силы, деформаций, температуры и др.).

Микроосцилляторы в ВОРД играют роль колебательного элемента с характерной резонансной частотой f и одновременно выполняют функции сенсорного элемента датчика (СЭ), воспринимающего воздействия и осуществляющего преобразование измеряемой величины в смещение резонансной частоты микроосциллятора Δf .

Важными отличительными особенностями ВОРД являются пассивность и отсутствие электрических цепей в зоне измерения; большая дистанционность контроля (удаленность объектов контроля может составлять несколько километров); малые массогабаритные параметры СЭ, обеспечивающие возможность прове-

дения измерений в труднодоступных местах, и др. Применение МОМРС в диэлектрическом исполнении позволяет полностью снять проблему гальванической развязки датчика от объекта контроля. Все это существенно расширяет условия эксплуатации и области применений ВОРД.

С позиций теории колебаний микроосциллятор представляет собой распределенную упругую систему с микро- или наномасштабами размеров, характеризующуюся широким набором мод собственных акустомеханических колебаний, возбуждаемых за счет энергии оптического (лазерного) излучения. При этом лазерно-оптическое возбуждение колебаний может обуславливаться как пондеромоторным действием излучения (давление света, оптическая градиентная сила, «эффект А.И. Садовского»), так и параметрическими эффектами (фототермический, радиометрический, электрострикция в поле световой волны и др.), которые в силу универсального характера проявляются в широком спектральном диапазоне как в известных, так и в новых «искусственных» материалах.

На рис. 6 приведены типичные осциллограммы и Фурье-спектр выходного сигнала ВОРД, пропорционального интенсивности лазерного излучения (с длиной волны λ_s), которые свидетельствуют о высоком отношении сигнал/шум в схеме датчика и показывают возможность регистрации текущего значения резонансной частоты МОМРС (и, соответственно, ее смещения Δf) путем анализа Фурье-спектра

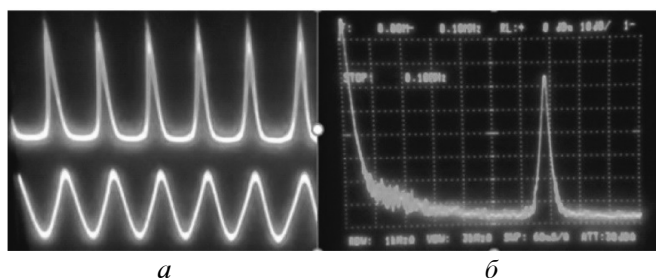


Рис. 6. Типичные осциллограммы (верхняя – интенсивность лазерного излучения, нижняя – колебания микроосциллятора) (а) и Фурье-спектр выходного сигнала ВОРД (б)

выходного сигнала ВОРД, модулированного с резонансной частотой микроосциллятора.

МОМРС могут быть изготовлены как из полупроводниковых, так и из диэлектрических материалов с помощью методов плазмохимии и анизотропного травления, которые позволяют реализовать микроосцилляторы различных типов.

В качестве примера на рис. 7 представлен один из простейших кремниевых МОМРС с колебательным элементом в виде микробалки прямоугольного сечения, жестко закреплен-

ной на концах (КЭ – «микромостик»), $L \times b \times h = 350 \times 30 \times 2$ мкм.

В работе [19] показано, что применение волоконных лазеров на основе активных световодов (АС) позволяет реализовать ВОРД, использующие режимы свободных, вынужденных колебаний и автоколебаний МОМРС. При этом особый интерес представляют схемы на основе кремниевых МОМРС в микрообъемном исполнении, что обусловлено превосходными упруго-механическими свойствами кремния и их высокой стабильностью, наличием достаточно развитой технологии изготовления МОМРС и сопряжения их с широко используемыми кварцевыми волоконными световодами.

Резонансные частоты $f_{\text{мод}}$ собственных поперечных (изгибных) колебаний МОМРС, представленные на рис. 8, зависят от внешних воздействий на МОМРС, условий эксплуатации (давление, температура и др.), состава окружающей среды, что обусловлено процессами адсорбции (десорбции) на поверхности КЭ той или иной компоненты окружающей среды при

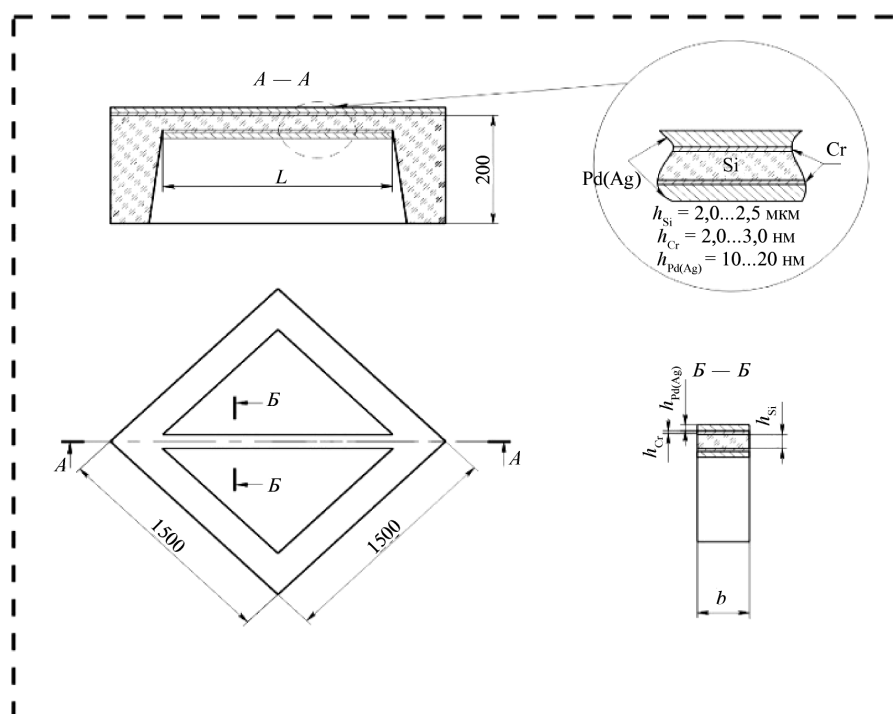


Рис. 7. Схема кремниевой МОМРС с тонкой пленкой палладия

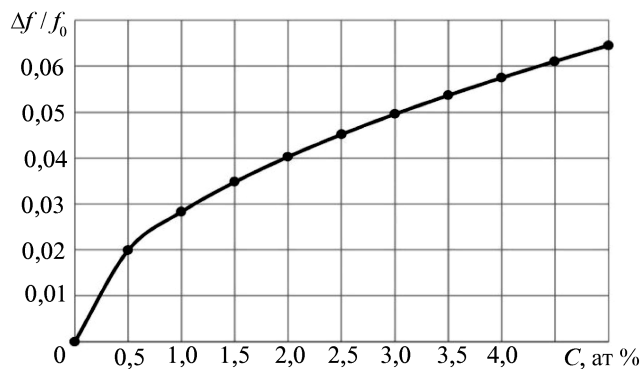


Рис. 8. Расчетная зависимость относительного смещения $\Delta f/f_0$ резонансной частоты МОМРС от концентрации водорода

нанесении на указанную поверхность соответствующего селективного адсорбента. Это может приводить к изменению эффективных упруго-механических характеристик КЭ, а также к эффекту присоединенной массы.

Известно [20], что эффективным и достаточно селективным адсорбентом для водорода является палладий, который с водородом образует химическое соединение переменного состава PdH_x , где переменная x характеризует содержание атомарного водорода в палладии и зависит от парциального давления молекулярного водорода P_{H_2} в окружающей среде:

$$x = 2,42 \cdot 10^{-4} \sqrt{P_{\text{H}_2}}.$$

Упруго-механические свойства соединения PdH_x заметно отличаются от аналогичных параметров чистого палладия и зависят от значения x , что приводит к зависимости резонансной частоты МОМРС с тонкой пленкой палладия от концентрации водорода в окружающей среде. При малых концентрациях водорода $c = P_{\text{H}_2} / P_0 \ll 1$ (нормальное давление $P_0 \approx 10^5$ Па) влияние присоединенной массы $\Delta m(c)$ незначительно и зависимость резонансной частоты от концентрации водорода $f(c)$ обусловлена в основном изменением эффективных упруго-механических параметров составного КЭ с пленкой палладия и уменьшением плотности и, соответственно, относительным удлинением пленки палладия [21]

$\varepsilon = \Delta l / l = 0,026x \approx 1,96 \cdot 10^{-3} \sqrt{c}$, приводящим к деформации сжатия микроэлемента (в силу неподвижности его концов).

С точки зрения достижения максимальной чувствительности ВОРД к водороду целесообразно использование МОМРС с КЭ именно типа «микроэlement», в которых оба указанных фактора – продольная деформация сжатия $\varepsilon_{\text{эф}}(c)$ и присоединенная масса $\Delta m(c)$, – действуя в одном и том же направлении, приводят к уменьшению резонансной частоты МОМРС. В результате зависимость резонансной частоты рассматриваемой МОМРС от концентрации водорода выражается формулой [22]

$$f(c) = f_0 \left[1 + \frac{\Delta m(c)}{M} \right]^{-\frac{1}{2}} \left[1 - \left(\frac{l}{h} \right)^2 \varepsilon_{\text{эф}}(c) \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (8)$$

где f_0 – резонансная частота в отсутствие водорода; $\Delta m(c)$ – масса водорода, поглощенного пленкой палладия; $M \approx \rho_{\text{Si}} l b h_{\text{Si}}$ – масса КЭ (без водорода); $\varepsilon_{\text{эф}}(c) = \frac{2Y}{1+2Y} \varepsilon(c)$; $Y = \frac{E_{\text{Pd}} h_{\text{Pd}}}{E_{\text{Si}} h_{\text{Si}}}$; E_{Pd} , E_{Si} , ρ_{Pd} , ρ_{Si} – соответственно модули Юнга и плотности палладия и кремния (материала МОМРС); h_{Pd} , h_{Si} – толщина пленки палладия и колебательного элемента соответственно.

Расчетная зависимость

$$\frac{\Delta f}{f_0} = \frac{f_0 - f(c)}{f_0}$$

получена при следующих численных значениях: $h_{\text{Pd}} = 30$ нм; $h_{\text{Si}} = 2000$ нм (2 мкм); $E_{\text{Pd}} = 121$ ГПа; $E_{\text{Si}} = 131$ ГПа; $l = 350$ мкм (см. рис. 7).

При $c \ll 1$ % имеем

$$\Delta f / f_0 \approx 7 \cdot 10^{-3} \sqrt{c}.$$

Известно [20], что относительная погрешность $\langle \Delta f / f_0 \rangle$ измерения резонансной частоты колебательной системы существенно зависит от ее добротности Q . При этом $\langle \Delta f / f_0 \rangle \sim Q^{-1}$. В рассматриваемом случае резонансная частота МОМРС $f_0 = 100$ кГц, механическая добротность МОМРС $Q \approx 10^2$ (на воздухе),

тогда относительная погрешность измерения резонансной частоты может быть оценена как $\langle \Delta f / f_0 \rangle \approx 10^{-5}$ [21]. Исходя из этого для порога чувствительности ВОРД получим оценку $c_{\min} \approx 0,001\%$, т.е. чувствительность ВОРД значительно превышает чувствительность серийных отечественных и зарубежных датчиков контроля концентрации водорода.

На основе данных о быстродействии датчиков водорода с пленками Pd [20 – 22], ожидаемое быстродействие рассматриваемых ВОРД при $h_{\text{Pd}} = 20$ нм можно оценить как 2...4 с по переднему фронту (нарастание) и 8...15 с по фронту релаксации. Благодаря значительному запасу по чувствительности в рассматриваемых ВОРД могут быть использованы МОМРС с существенно меньшей толщиной пленки палладия ($h_{\text{Pd}} \approx 5...10$ нм), что позволит получить быстродействие (суммарное по обоим фронтам) не хуже 2 с. Для этого необходимо проведение цикла исследований, связанных с выработкой оптимальных технологических режимов формирования рассматриваемых составных МОМРС, обеспечивающих однородность и сплошность таких тонких пленок, высокую стабильность характеристик при длительных сроках эксплуатации в изменяющихся условиях окружающей среды.

Проведенные исследования показывают, что эффективность систем обеспечения безопасности испытаний ДУ определяется в основном быстродействием и селективностью средств контроля взрывоопасных газов. Применяемые в современных промышленных СКОН серийные отечественные и зарубежные газоаналитические датчики, основанные на различных физико-химических принципах, ограниченно годны к применению в стендовых системах и не могут применяться в СКОН с функциями диагностики и аварийной защиты.

Повышение быстродействия, чувствительности, селективности и взрывозащищенности газоаналитических систем возможно при использовании ряда серийных датчиков, интегрированных в волоконно-оптическую сеть.

Полученная сеть гибридных оптоволоконных датчиков обладает малой инерционностью и позволяет повысить эффективность систем диагностики и аварийной защиты.

В целях уменьшения массогабаритных показателей стендовых СКОН, повышения их надежности и быстродействия целесообразно разрабатывать микрорезонаторные датчиковые волоконно-оптические системы. Систему контроля опасных накоплений взрывоопасных газов на основе волоконно-оптических и микрорезонаторных сред рекомендуется использовать в системах аварийной защиты при стендовых испытаниях кислородно-водородных ЖРД РД0146Д и РД0150, разгонного блока КВТК, ступеней РН «Ангара А5В» и перспективных изделий на компонентах топлива кислород–метан.

Библиографический список

1. **Губанов Б.И.** Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Т. 3. Н. Новгород: НИЭР, 1998.
2. **Родченко В.В., Галеев А.Г., Попов Б.Б., Галеев А.В.** Исследование систем обеспечения безопасности испытаний кислородно-водородных ДУ на стенде // Альтернативная энергетика и экология. 2015. № 20. С. 42 – 52.
3. **Галеев А.Г.** Об опыте отработки ракетных двигателей и энергетических установок на водородном топливе и проблемы обеспечения их безопасности // Альтернативная энергетика и экология. 2007. № 7. С. 8 – 14.
4. **Галеев А.Г., Денисов К.П., Ищенко В.И. и др.** Испытательные комплексы и экспериментальная отработка жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение – Машиностроение-Полет, 2012. 368 с.
5. **Попов Б.Б.** Контроль концентраций водорода на стендах испытаний ракетно-космических систем // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2009. Спец.вып. С. 18 – 24.
6. **Поляхов А.Д.** Волоконно-оптическая система контроля утечек водорода при стендовых испытаниях ракетно-космических комплексов // Современное общество, образование и наука: сб. науч. тр. по материалам Международной науч.-практ. конф. Ч. 1. Тамбов, 25 июня 2012 г. С. 95 – 98.
7. **Поляхов А.Д.** Повышение быстродействия газоаналитических систем мониторинга концентраций утечек водорода на основе идентификации с нечетким

прогнозом // Общество, современная наука и образование: проблемы и перспективы: сб. науч. тр. по материалам Международной науч.-практ. конф. Ч. 5. Тамбов, 30 ноября 2012 г. С. 130 – 136.

8. **Turan J., Ovsenik L., Turan J.** Optically powered fiber optic sensors // Acta Electrotechnica et Informatica. 2005. Vol. 5. No. 3. P. 1 – 7.

9. Пат. 89708 РФ, МКИ G 01 N 27/02. Установка для сравнительных испытаний газоаналитических датчиков с имитацией натуральных условий / Галеев А.Г., Попов Б.Б. Заявка № 2009130189; заявл. 05.08.2009; опубл. 10.12.2009.

10. **Задворнов С.А., Соколовский А.А.** Энергосберегающее кодирование измерительной информации в гибридных волоконно-оптических датчиках // Датчики и системы. 2015. № 11. С. 17 – 20.

11. **Соколовский А.А., Отчерцов А.В., Моисеев В.В.** Оптоэлектронная измерительная система для удаленных датчиков с аналоговым выходом // Датчики и системы. 2015. № 12. С. 34 – 38.

12. **Задворнов С.А., Соколовский А.А.** О пожаро-взрывобезопасности волоконно-оптических гибридных измерительных систем // Датчики и системы. 2007. № 3. С. 11 – 13.

13. **Dubaniewicz T.H. et al.** Ignition of methane-air mixtures by laser heated small particles // Journal of loss prevention in the process industries. 2000. No. 13. P. 349 – 359.

14. **Соколовский А.А.** Фотовольтаические характеристики светодиодов на основе AlGaAs //

Письма в Журнал технической физики. 2018. № 8. С. 57 – 62.

15. **Соколовский А.А.** Повышение эффективности системы питания электронных измерительных модулей оптическим излучением // Датчики и системы. 2016. № 12. С. 62 – 65.

16. **Aspelmeyer M., Kippenberg T.J., Marquardt F.** Cavity Optomechanics. Nano- and Microoptomechanical Resonators Interacting with Light. Berlin – Heidelberg: Springer. Verlag, 2014. 353 p.

17. **Эткин Л.Г.** Виброчастотные датчики. Теория и практика. М.: Изд-во МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2004. 408 с.

18. **Малов В.В.** Пьезорезонансные датчики. М.: Энергоатомиздат, 1989. 272 с.

19. **Egorov F.A., Potapov V.T.** Fiber – Optic Sensors-Based on Fiber – Optic Lasers and Microoptomechanical Resonance Structures // Laser Physics. 2011. Vol. 21. No. 2. P. 1 – 5.

20. **Fisser M., Badcock R. A., Teal P. D., Hunze A.** Optimizing the sensitivity of palladium based hydrogen sensors // Sensors and Actuators. 2018. Vol. 259. P. 10 – 19.

21. **Butler M. A., Ginley D.S.** Hydrogen sensing with palladium-coated optical fibers // Journal of Applied Physics. 1988. Vol. 64. P. 3706 – 3712.

22. **Henriksson J., Villanueva L. G., Brugger J.** Ultra-low power hydrogen sensing based on a palladium-coated nanomechanical beam resonator // Nanoscale. 2012. Vol. 4. P. 5059 – 5064.

УВАЖАЕМЫЕ ЧИТАТЕЛИ!

В издательстве «Машиностроение-Полет» вышла в свет книга

«Вертолеты. Труды ОКБ МВЗ имени М.Л. Миля»

Выпуск 4

Под редакцией Н.С. Павленко



В сборник научных трудов вошли статьи сотрудников Опытного-конструкторского бюро Московского вертолетного завода имени М.Л. Миля, а также сотрудников авиационных учреждений, которые вносят свой вклад в совершенствование вертолетов марки «Ми». Рассмотрены проблемы, возникающие при проектировании и эксплуатации вертолетов, а также приведены результаты летных испытаний новых вертолетов. Книга является продолжением сборников, выпущенных в 2010–2018 гг., и содержит работы, выполненные в 2012 – 2019 гг.

Для инженеров и научных работников профильных КБ, заводов, НИИ и эксплуатирующих организаций, а также преподавателей и студентов авиационных вузов.

По вопросам приобретения следует обращаться
в издательство «Машиностроение-Полет»

Телефон для справок: 8-499-269-54-97





ЛИСЕЙКИН

Вадим Александрович –
начальник отдела
Научно-испытательного
центра ракетно-космической
промышленности (НИЦ РКП),
кандидат техн. наук



ТОЖОКИН

Игорь Александрович –
зам. начальника отдела
НИЦ РКП



ВОЛНУХИН

Олег Анатольевич –
ведущий инженер
НИЦ РКП



ЧУРИН

Максим Николаевич –
ведущий инженер
НИЦ РКП



УРАХОВ

Олег Юрьевич –
начальник сектора
НИЦ РКП

Системы управления и аварийной защиты для стендовых испытаний жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок

В.А. Лисейкин, И.А. Тожокин, О.А. Волнухин, М.Н. Чурин, О.Ю. Урахов

E-mail: mail@nic-rkp.ru; oius-110@ya.ru

Рассмотрен комплекс информационно-управляющих систем и систем аварийной защиты для решения задач автоматизации стендовых испытаний ЖРД и ступеней ракет-носителей. Приведены структура, характеристики и краткое описание работы систем различного назначения в привязке к процессу подготовки и проведения испытаний.

Ключевые слова: информационно-управляющая система; система аварийной защиты; стендовые испытания.

V.A. Liseykin, I.A. Tozhokin, O.A. Volnukhin, M.N. Churin, O.Yu.Urakhov.
On-Stand Control Systems and Emergency Protection System for Propulsion Tests of Liquid Rocket Engines and Launch Vehicles

The complex of control-information systems and emergency protection systems applied for automatization of test facilities of liquid rocket engines and launch vehicles is describes. The paper gives structure, characteristics and brief description control-information systems in connection with tests preparation and carrying out.

Keywords: control-information system; emergency protection system; facilities for tests.

Информационно-управляющие системы (ИУС) и системы аварийной защиты (САЗ) в процессе стендовых испытаний жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и двигательных установок (ДУ) решают следующие задачи:

управление технологическими системами стенда, обеспечивающими подачу на изделие компонентов топлива, газов и рабочих сред, а также термостатирование изделия, безопасность проведения испытаний;

управление запуском и остановом двигателя;

регулирование соотношения компонентов топлива, управление тягой двигателя;

управление вектором тяги по заданной циклограмме;

обеспечение аварийной защиты ЖРД.

Особенностью систем управления и аварийной защиты разработки ФКП «НИЦ РКП» является высокий технический уровень, надежность (троированное и дублированное исполнение), быстродействие (время

реакции на аварийную ситуацию составляет 20...40 мс) и функциональность, которая выражается в возможности контролировать десятки аварийных параметров с одновременной реализацией задач управления изделием и стендом по сотням параметров.

В зависимости от объекта и задач испытаний стендовая информационно-управляющая система (ИУС) может компоноваться из нескольких подсистем, решающих каждая свою задачу, обеспечивая управление тысячами элементов автоматики по сложным алгоритмам в едином, синхронизированном от глобальных спутниковых систем (ГЛОНАСС/GPS) цикле 10 мс.

С 1995 г. в ФКП «НИЦ РКП» созданы более полусотни систем управления на базе специализированных модулей и блоков ввода/вывода и семейства сетевых промышленных контроллеров СИКОН (совместная разработка ФКП «НИЦ РКП» и ООО «Компекс-Т», г. Москва). Все контроллеры, модули и блоки ИУС и САЗ – отечественной разработки, производятся в России (за исключением элементной базы), защищены 11 патентами. Идеология, архитектура, технические решения, опыт работы ИУС и САЗ описаны в десятках статей и нескольких монографиях [1 – 12].

Номенклатура разработанных ФКП «НИЦ РКП» совместно с ООО «Компекс-Т» измерительных преобразователей и устройств ввода/вывода удовлетворяет практически всем требованиям, предъявляемым к ИУС и САЗ при стендовых испытаниях изделий ракетной техники. В их числе модули управления ЭПК, пиростроями, электроприводами (шаговыми и постоянного тока), электрогидравлическими сервоприводами, искрозащищенные модули приема дискретных сигналов, преобразователи сигналов потенциометрических датчиков, термометров сопротивлений, термопар, датчиков напряжения, датчиков постоянного тока, датчиков расхода и чисел оборотов.

Системы управления и аварийной защиты постоянно совершенствуются, что связано с возрастающими требованиями к их произво-

дительности, быстрдействию и надежности в условиях усложнения алгоритмов управления стендом и изделием, контроля большого количества аварийных параметров при огневых испытаниях вновь разрабатываемых ЖРД и ДУ.

В 2013 – 2019 гг. в ФКП «НИЦ РКП» созданы более десяти систем на базе троированного (СИКОН-М3) и одноканального (СИКОН-М1) контроллеров нового поколения и модулей сопряжения контроллеров с устройствами ввода/вывода по интерфейсу Space Wire.

Интерфейс Space Wire разрабатывался в соответствии с такими требованиями аэрокосмических применений, как высокие скорости передачи информации, малые задержки доставки сообщений, устойчивость к отказам и сбоям, низкое энергопотребление, электромагнитная совместимость, компактная реализация в сети деловых коммуникаций СБИС, поддержка систем реального времени и системных функций бортовых комплексов.

На рис. 1 приведена типовая структура троированной ИУС–САЗ, на рис. 2 – схема организации ввода/вывода ИУС–САЗ. Дискретный ввод реализуется с помощью блоков преобразования интерфейсов, имеющих четыре интерфейса: основные SW1, SW2, SW3 и дополнительный SW4.

Основные интерфейсы служат для приема сигналов через RS485 от 32-канальных модулей ввода (до 8 шт.). SW4 может работать в двух режимах: рабочем (прием) и имитации (вывод).

Если контактный датчик имеет троированное исполнение, то каждый контакт подключается к своему модулю входов.

Если контакты датчика не резервированы, то он подключается на вход одного из модулей. При этом сам модуль обеспечивает размножение сигналов и их доставку во все контроллеры.

Дискретный вывод реализуется с помощью блоков преобразования интерфейсов. Каждый из них имеет четыре интерфейса: основные SW1, SW2, SW3 и дополнительный SW4.

Основные интерфейсы служат для подачи команд через RS485 на 32-канальные силовые

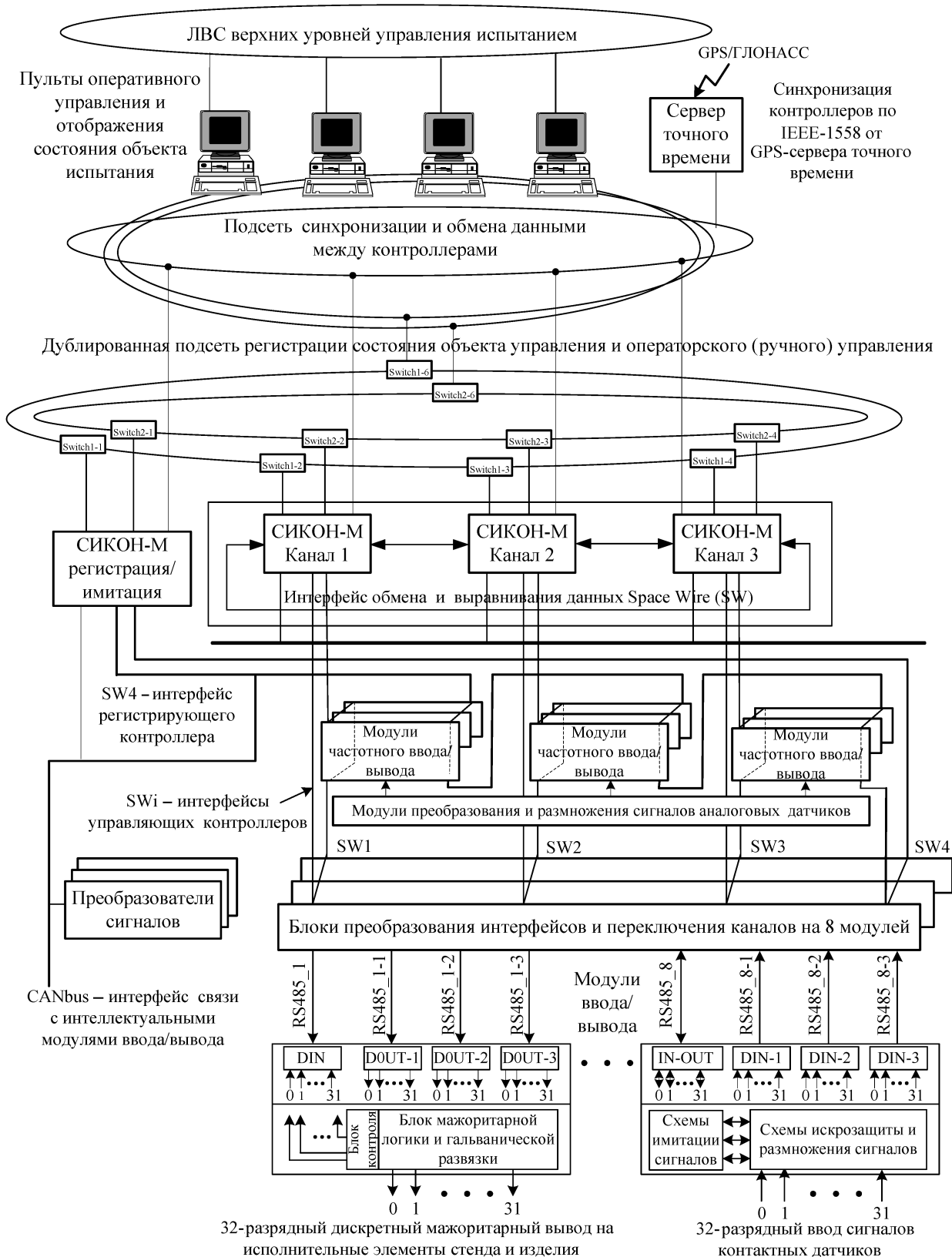


Рис. 1. Типовая структура троированной ИУС–САЗ на базе контроллеров СИКОМ-М

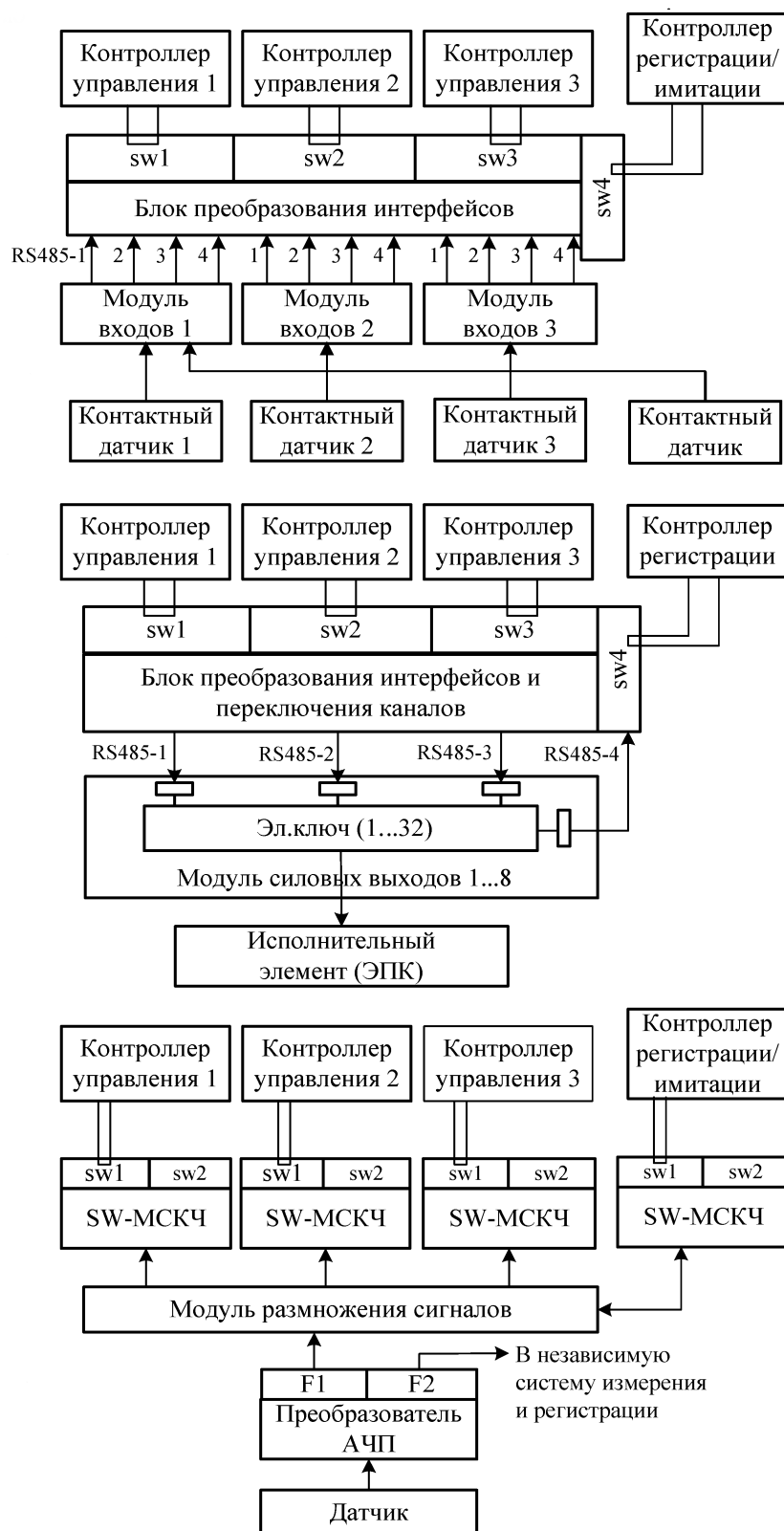


Рис. 2. Организация ввода/вывода троированных ИУС–САЗ на базе контроллеров СИКОН-М

модули вывода (до 8 шт.) и далее на исполнительные элементы (ЭПК, ПП и т.п.).

Через дополнительный интерфейс SW4 осуществляется контроль исполнения команд.

Аналоговый ввод осуществляется с помощью аналого-частотных преобразователей (АЧП), значение входного сигнала которых ($U, I, R, \Delta R/R$) пропорционально частоте $F = 2 \dots 10$ кГц.

Сигнал частоты с интерфейса F1 АЧП с помощью модуля размножения сигналов (МРС) размножается на четыре направления: три в троированный контроллер, один – в контроллер регистрации.

Преобразование частотного сигнала в цифровой код или обратно осуществляется модулем SW-МСКЧ. Имеется возможность подать в независимую систему регистрации сигнал с интерфейса F2 АЧП.

Для реализации режима имитации возможна имитация частотных сигналов контроллером регистрации/имитации через дополнительный модуль SW-МСКЧ.

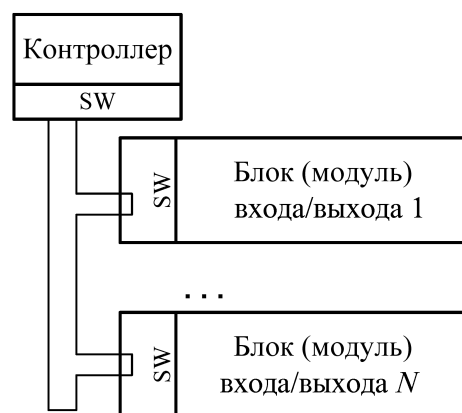


Рис. 3. Организация связи контроллера с модулями ввода/вывода по интерфейсу Space Wire кольцевой структуры

На рис. 3 показаны особенности интерфейса связи контроллеров и блоков (модулей) ввода/вывода, на рис. 4 – один из образцов ИУС–САЗ, на рис. 5 – процессорный модуль, на рис. 6 – троированный контроллер СИКОН-МЗ.

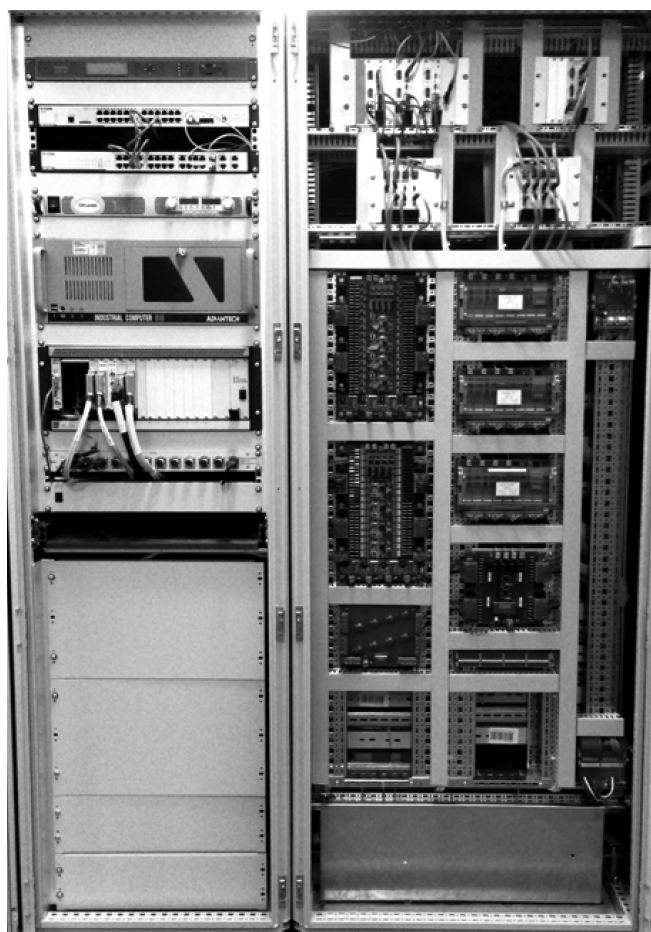


Рис. 4. Образец ИУС–САЗ нового поколения с интерфейсами космического назначения Space Wire

**Основные технические характеристики
опытного образца ИУС–САЗ**

Число каналов ввода/вывода дискретных и аналоговых сигналов	до 2000
Длительность цикла обработки информации и решения задач управления и аварийной защиты, с.....	0,01
Синхронизация контроллерного времени	GPS/ГЛОНАСС
Время реакции на аварийную ситуацию, мс	20...40
Операционная система	Linux PB

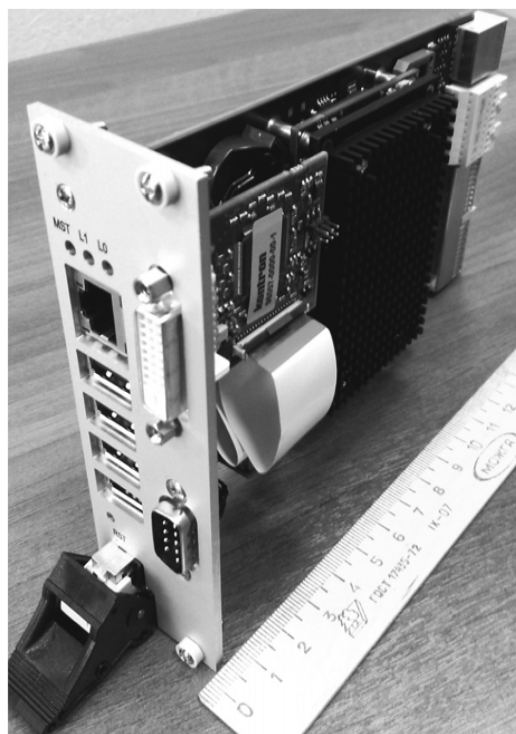


Рис. 5. Процессорный модуль контроллера СИКОН-М

**Основные технические характеристики
процессорного модуля МП530**

Процессор	Intel® Atom™ E3930
Частота, ГГц.....	1,3
Память, Гб:	
оперативная RAM.....	4
постоянная Flash	8
Внешние интерфейсы:	
Ethernet 1 Gb IEEE-1558.....	3
SpaceWire.....	4
CAN	2
USB.....	4
DVI.....	1
Операционная система.....	Linux PB
Напряжение питания, В	18...36
Мощность, Вт	25

Сеть Space Wire организована в виде простой кольцевой структуры. Обмен данными с многоканальными блоками и модулями ввода/вывода ведется дважды: сначала в одном направлении кольца, потом в противоположном, тем самым обеспечивая парирование одиночного отказа в кабельной сети.



Рис. 6. Троируемый сетевой промышленный контроллер СИКОН-М3

Системы управления разработки ФКП «НИЦ РКП» функционируют циклически с фиксированным тактом (рис. 7). В течение одного такта осуществляются опрос входов, обработка программ управления и вывод сигналов на объект управления. Для отсчета длительности такта используются таймеры, которые синхронизируются по локальной промышленной сети от сервера точного времени с подстройкой от глобальных спутниковых систем GPS/ГЛОНАСС.

Внутри такта работа контроллера в каждом канале осуществляется независимо от работы контроллеров других каналов. При типичной для стендовых испытаний длительности такта, равной 10 мс, расхождения в функционировании контроллеров при одинаковых условиях в течение такта незначительны.

При условии синхронности начала такта показал свою эффективность способ синхронизации, суть которого состоит во взаимном обмене в начале такта массивами состояний входов, выходов и промежуточных переменных. После обмена в каждом канале дискретная информация подвергается процедуре голосования два из трех по каждому биту, а для аналоговых данных за результирующее принимается значение, оставшееся после отбрасывания верхнего и нижнего значений.

Рассматриваемая схема троирования не предполагает самодиагностики процессоров. Каждый из них вырабатывает решение об исправности своих соседей с помощью предельно простой тестовой проверки: длины переданного и принятого от левого и правого контроллеров массивов в результате обмена должны совпадать. Если размеры массивов совпадают, то происходит выравнивание значений. В противном случае выравнивания значений не происходит, и каждый канал выдает в выходные блоки значения выходов, сформированные на предыдущем такте.

Если в течение нескольких тактов подряд (это число программируется и равно, как пра-

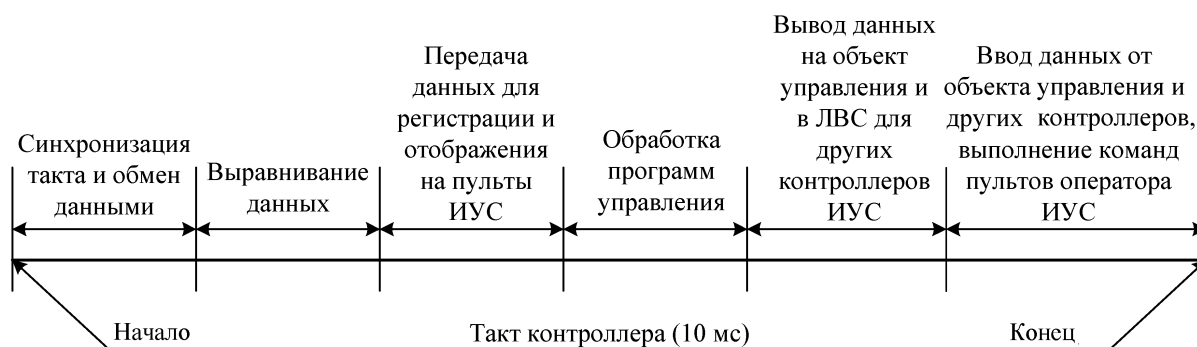


Рис. 7. Распределение задач при функционировании контроллера в троированной системе

вило, двум) от какого-либо контроллера не получено нужного количества данных, то выработывается сигнал о его неисправности и проводится схемная реконфигурация структуры троированного контроллера. В результате реконфигурации один из двух работоспособных контроллеров становится ведущим, и к нему с помощью логики, заложенной в блоках преобразования интерфейсов (БПИ), подключаются все три выходных интерфейса связи контроллеров с троированными модулями выходов.

В настоящее время дальнейшее совершенствование стендовых ИУС и САЗ ведется по следующим направлениям:

разработка «бюджетных» систем на базе контроллеров СИКОН-С и СИКОН-СПТВ для ИУС и САЗ, не требующих повышенных вычислительных ресурсов;

разработка интеллектуальных периферийных модулей управления и ввода сигналов объекта управления (ЖРД, ДУ);

разработка интеллектуальных (программируемых) имитаторов (эквивалентов) объекта управления и его элементов (исполнительных элементов, датчиков, бортовых средств управления).

Новые разработки уже проходят апробацию в действующих образцах ИУС и САЗ. На рис. 8 приведен внешний вид контроллеров СИКОН С-01 и СИКОН-СПТВ. Контроллер СИКОН-СПТВ кроме функций управления объектом испытания может обеспечить передачу точного времени другим контроллерам по сети Ethernet по протоколу РТР на основании данных, полученных через антенну от спутниковых систем GPS/ГЛОНАСС.

Сетевой индустриальный контроллер СИКОН С-01 предназначен для построения нерезервированных и резервированных систем управления и регулирования стендовых параметров при испытаниях ракетно-космической техники, а также для использования в АСУТП промышленных производств (рис. 9). Данные системы в отличие от систем, построенных на базе контроллеров СИКОН-М, позиционируются как системы среднего уровня (сотни эле-



Рис. 8. Контроллер семейства СИКОН С

Основные технические характеристики контроллера СИКОН С-01

Процессоры.....	FreeScale Vybrid MVF6 (ARM Cortex-A5 500MHz + Cortex-M4 167M)
Оперативная память RAM DDR3-800, Мб.....	256
Постоянная память Flash SLC NAND, Мб.....	256
Внешние интерфейсы:	
Ethernet 100 Mb IEEE-1558	1
RS-485	1 (связь с модулями дискретного ввода/вывода)
CAN	1 (связь с модулями аналогового ввода/вывода)
RS-422.....	2 (организация троированных систем)
DVI.....	1
Приемник сигналов.....	GPS/ГЛОНАСС

СИКОН-СПТВ

Операционная система.....	Linux PV
Напряжение питания, В	23...34
Ток потребления, мА, не более.....	500

ментов автоматики) при сохранении тех же характеристик по быстродействию (длительность цикла управления 10 мс), возможности использования всей доступной номенклатуры периферийных модулей ввода/вывода, а также совместимости по программному обеспечению (рис. 10).

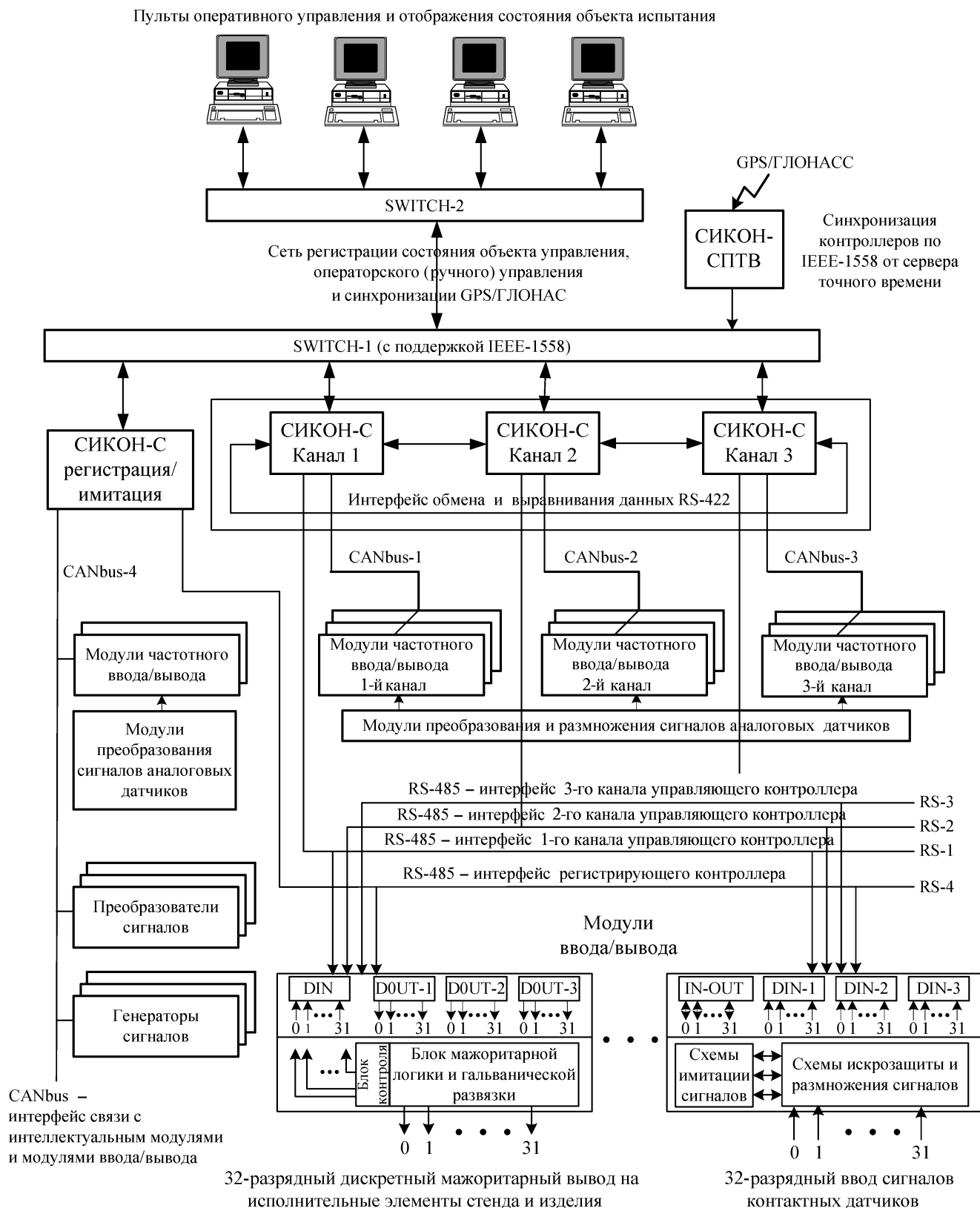


Рис. 9. Типовая структура троированной ИУС–СА3 на базе контроллеров СИКОH-М

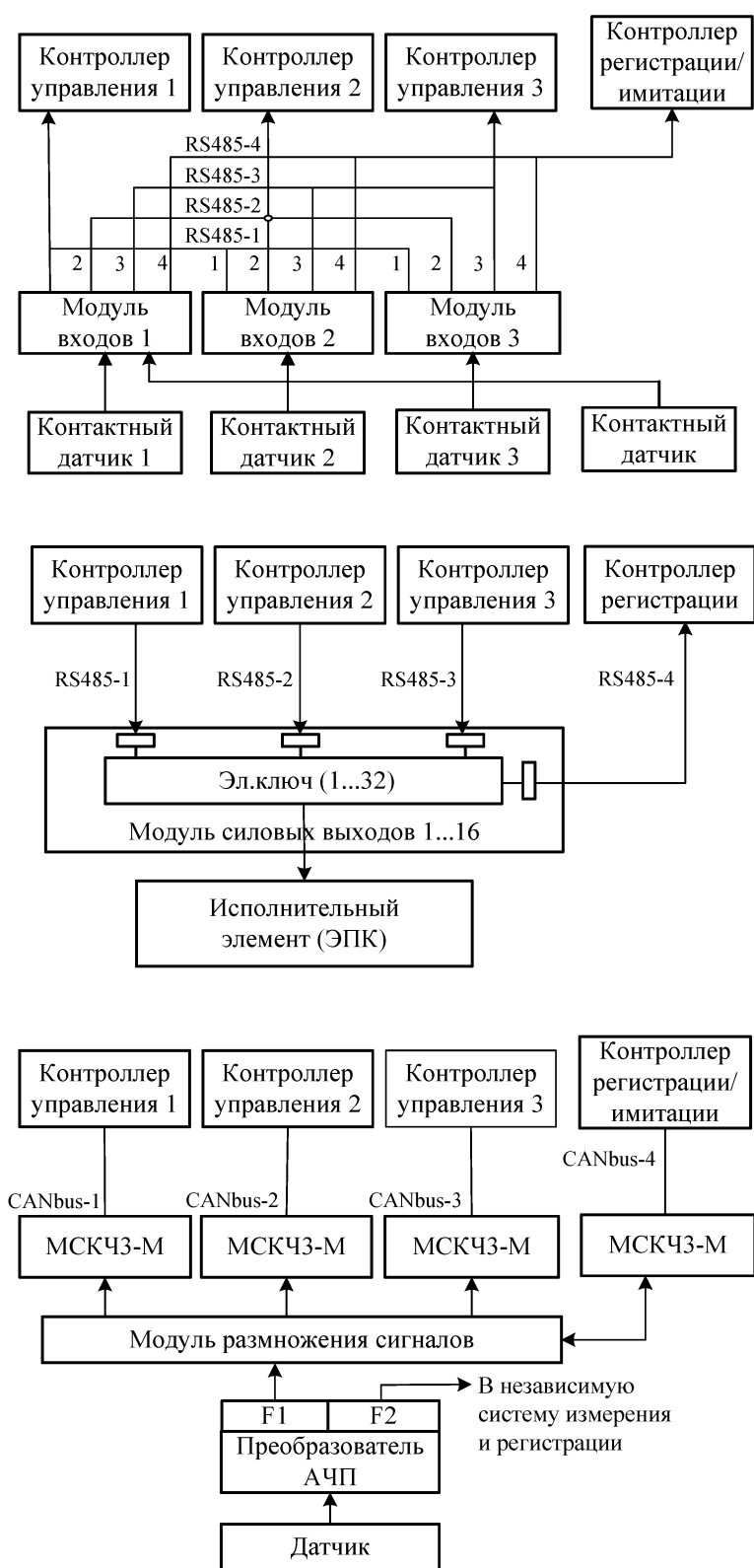


Рис. 10. Организация ввода/вывода троированных ИУС-САЗ на базе контроллеров СИКОН-С

Дискретный ввод реализуется с помощью интерфейсов RS-485. Основные интерфейсы RS485-1, RS485-2, RS485-3 служат для приема сигналов от 32-канальных модулей ввода (до 32 шт.). Дополнительный RS485-4 может работать в двух режимах: рабочем (прием) и имитации (вывод).

Если контактный датчик имеет троированное исполнение, то каждый контакт подключается к своему модулю входов. Если контакты датчика не резервированы, то он подключается на вход одного из модулей. При этом сам модуль обеспечивает размножение сигналов и их доставку во все контроллеры.

Дискретный вывод реализуется с помощью тех же интерфейсов RS-485: основные RS485-1, RS485-2, RS485-3 и дополнительный RS485-4. Основные интерфейсы служат для подачи команд через RS485 на 32-канальные силовые модули вывода (до 16 шт.) и далее на исполнительные элементы (ЭПК, ПП и т.п.) по схеме два из трех. Через дополнительный интерфейс RS485-4 осуществляется контроль исполнения команд.

Аналоговый ввод реализуется с помощью аналого-частотных преобразователей, значение входного сигнала которых ($U, I, R, \Delta R/R$) пропорционально частоте $F = 2...10$ кГц.

Сигнал частоты с интерфейса F1 АЧП с помощью модуля размножения сигналов MPC размножается на четыре направления: три – в троированный контроллер, один – в контроллер регистрации. Преобразование частотного сигнала в цифровой код или обратно осуществляется модулем МСКЧЗ-М. Передача оцифрованного сигнала от МСКЧЗ-М в

контроллеры осуществляется по интерфейсам CANbus. Имеется возможность подать в независимую систему регистрации сигнал с интерфейса F2 АЧП.

Для реализации режима имитации возможна имитация частотных сигналов контроллером регистрации/имитации через дополнительный модуль МСКЧЗ-М.

При испытаниях ракетно-космической техники (РКТ) предъявляются различные, порой противоречивые требования к стендовым средствам измерения и управления. С одной стороны, требуется высокая точность измерения параметров и максимальное быстродействие для их регистрации, с другой – надежность, помехозащищенность, обеспечение жесткого цикла задач управления и регулирования. Несмотря на различие функций и требований, предъявляемых к стендовым системам управления и измерения, иногда оказываются эффективными решения, построенные на их интеграции.

Интегрированные информационно-измерительные и управляющие системы (ИИУС) позволяют решать задачи измерения и управления при условии их построения на единой платформе, например PXIe.

Экономическая составляющая такого решения очевидна – использование единой датчиково-преобразующей аппаратуры, кабельной сети и обслуживающего персонала. К техническим преимуществам следует отнести обеспечение полной синхронизации шкал времени измерительной и управляющей информации, минимальное время доставки информации между подсистемами управления и измерения в рамках единой платформы, а также использование в контурах управления, регулирования и аварийной защиты всей измерительной информации, включая результаты обработки быстроменяющихся параметров (БМП) в реальном времени с использованием модулей программируемых интегральных логических схем (ПЛИС/FPGA) типа NI PXIe-7858R.

Для реализации концепции ИИУС был разработан контроллер СИКОН-М.20, внешний

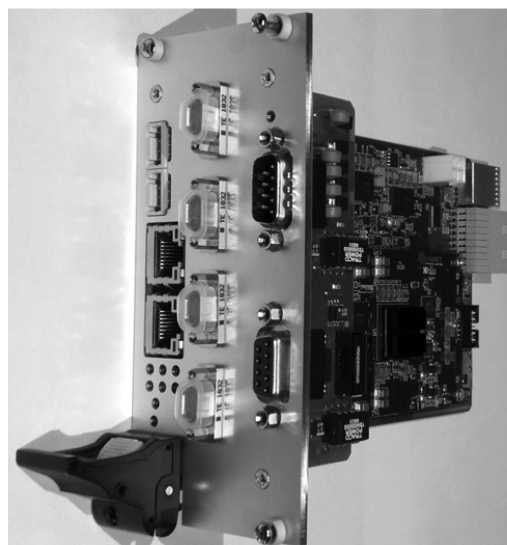


Рис. 11. Контроллер семейства СИКОН-М.20

Основные технические характеристики контроллера СИКОН-М.20

Процессор	XC7Z030
Платформа	PXIe
Оперативная память DDR3 SDRAM, Гб	1
Постоянная память QSPI Flash/eMMC, Мб	128/4000
Внешние интерфейсы:	
Ethernet 1Gb IEEE-1558	2
SpaceWire	4
	(связь с модулями дискретного и аналогового ввода/вывода и организация резервированных систем управления и аварийной защиты)
CAN	2
	(связь с модулями аналогового ввода/вывода)
RS-485	1
RS-232	1
Операционная система	Linux PV

вид которого представлен на рис. 11. Контроллер является, по сути, вторым процессорным модулем крейта PXI, обеспечивающим решение задач управления и аварийной защиты в режиме реального времени.

Системы ИИУС на базе СИКОН-М.20 по управлению аналогичны системам на базе контроллеров СИКОН-М с возможностью использования всей доступной номенклатуры периферийных модулей ввода/вывода, а также совместимости по программному обеспечению.

В части измерения системы ИИУС ограничены лишь возможностями архитектуры платформы PXIe и имеющимися на рынке измерительных модулей, соответствующих задачам испытаний.

Одно из перспективных направлений совершенствования стендовых ИУС и систем аварийной защиты связано с разработкой интеллектуальных периферийных модулей, обеспечивающих связь с объектом испытания. Наличие в составе таких модулей собственных процессоров позволяет решать задачи приема сигналов с датчиков и формирования управляющих воздействий на исполнительные органы объекта управления на нижнем уровне (без участия центрального контроллера), обеспечивая повышение надежности и качества управления и регулирования параметров жидкостных ракетных двигателей (при стендовых испытаниях ЖРД).

В качестве примера локализации основного объема задачи управления на уровне периферийного устройства приведем разработку модуля управления шаговыми двигателями (ШД), которые используются как в системах регулирования соотношения компонентов топлива и тяги ЖРД, так и в системах управления вектором тяги. Схема четырехфазного шагового двигателя приведена на рис. 12.

Управление шаговым двигателем выполняется подачей на обмотки (обычно их четыре) импульсов напряжения постоянного тока.

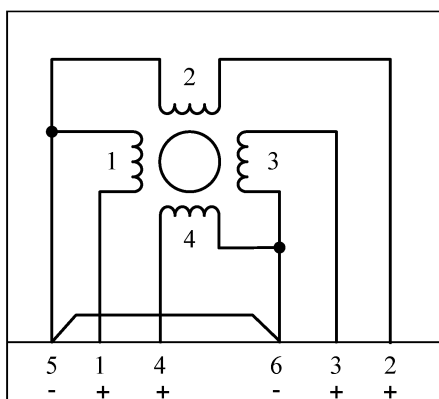


Рис. 12. Схема электрическая шагового двигателя

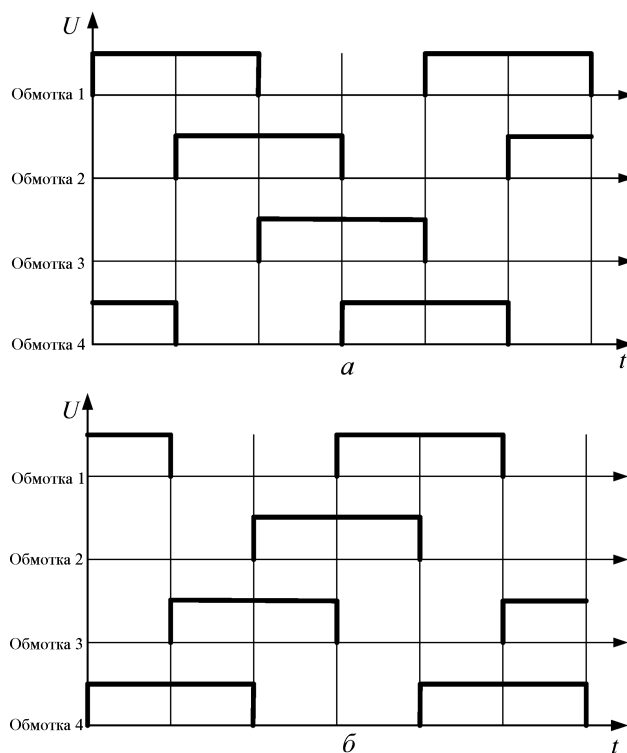


Рис. 13. Диаграмма управления шаговым двигателем:

а – вращение вала по часовой стрелке; *б* – вращение вала против часовой стрелки

Последовательность подачи импульсов четко регламентирована и определяет направление вращения вала двигателя, а длительность импульсов – скорость вращения (рис. 13). Поворот вала (шаг) происходит при снятии напряжения

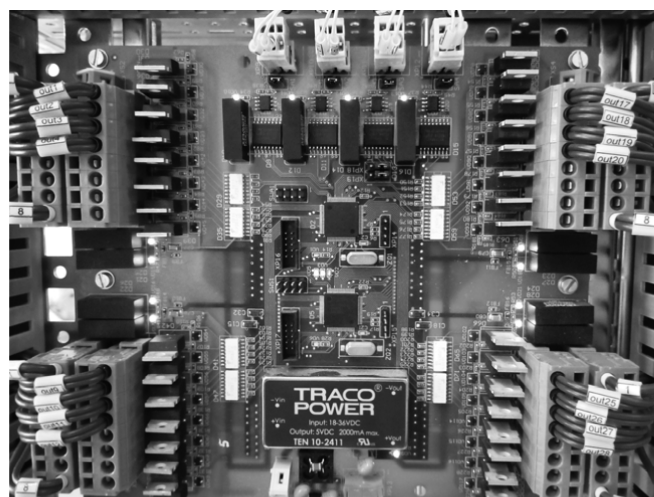


Рис. 14. Модуль управления шаговыми двигателями

с одной из обмоток и подаче на другую обмотку. При этом частота переключений доходит до 500 в одну секунду. Вместе с тем разработчиками ШД предъявляются требования к крутизне фронтов управляющих импульсов, которые не должны превышать значений, составляющих, как правило, доли миллисекунды.

Решение задачи управления ШД на уровне контроллера требует существенных вычислительных ресурсов, что обуславливает необходимость создания, как правило, отдельной нерезервированной подсистемы, в то время как локализация ее на «нижнем» уровне дает возможность встраивать каналы управления ШД в традиционную структуру резервированной ИУС.

Возможность выполнения основных функций управления ШД обеспечивает модуль нового поколения МВДМ32-13 (рис. 14). В модуле применены так называемые «умные» бесконтактные быстродействующие ключи фирмы Infineon, обеспечивающие коммутацию сигналов управления с силой тока до 4 А за десятки микросекунд и защиту от короткого замыкания.

Модуль оснащен процессором фирмы NXP, обеспечивающим функционирование программы управления, которая формирует импульсы на обмотки ШД частотой до 500 Гц. Переключение режима управления, частота управляющих импульсов и последовательность их чередования, определяющая направление вращения вала, передаются из контроллера по трем интерфейсам RS-485 с тактом 10 мс.

Если аппаратная часть модуля универсальна и позволяет использовать его как в контурах регулирования соотношения компонентов и тяги двигателя, так и в контуре управления вектором тяги, то программа управления носит объектно-ориентированный характер, учитывающий специфику задачи управления.

Рассмотрим решение разноплановых задач, реализация которых обеспечивает модуль управления ШД.

На рис. 15 представлен пример блок-схемы алгоритма поддержания соотношения компо-

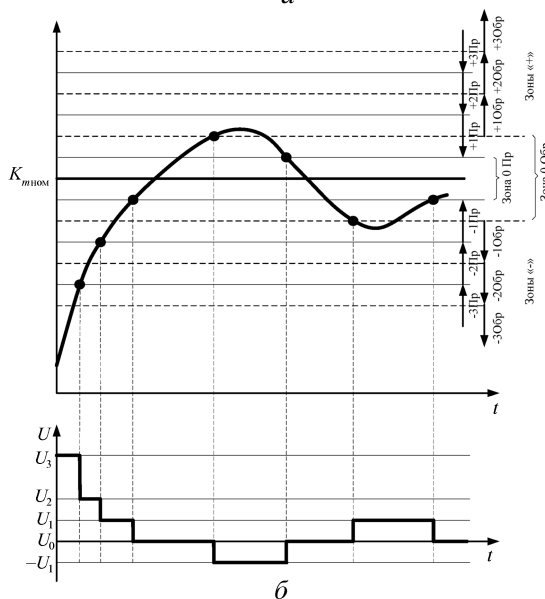
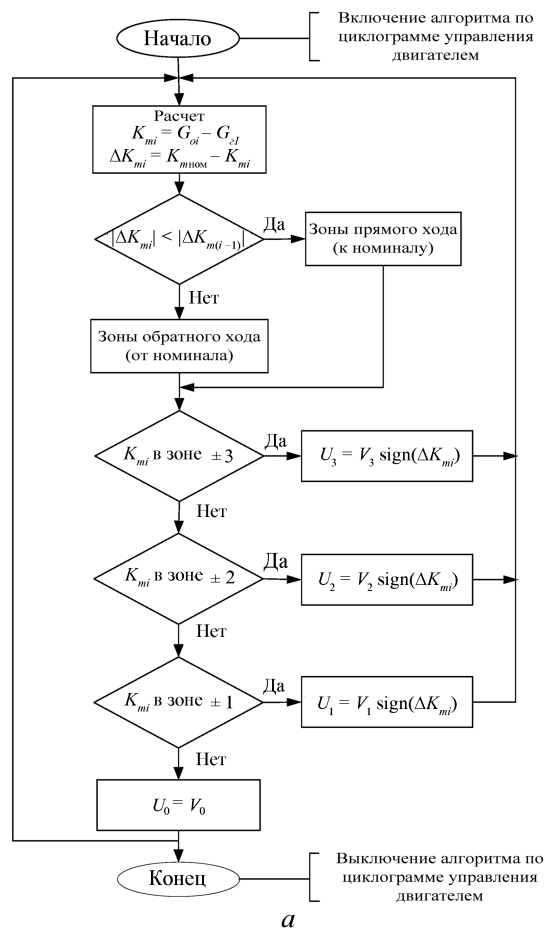


Рис. 15. Блок-схема алгоритма регулирования соотношения компонентов топлива в камере сгорания ЖРД (а) и диаграмма формирования управляющих воздействий на привод в зависимости от текущего значения этого соотношения (б)

нентов топлива ЖРД и диаграммы формирования управляющих воздействий на привод регулятора.

Текущее значение соотношения компонентов топлива в камере сгорания K_m рассчитывается как отношение массовых расходов окислителя G_o и горючего G_r в контроллере управления. После вычислений определяется отклонение ΔK_{mi} текущего вычисленного значения соотношения от заданного и его знак ($\text{sign}(\Delta K_{mi})$). В зависимости от этих параметров формируется управляющее воздействие U на шаговый двигатель регулятора соотношения компонентов (РСК), определяющее скорость V и направление вращения вала привода. Параметры U , V и $\text{sign}(\Delta K_{mi})$ транслируются из контроллера в модуль управления ШД. Программное обеспечение автоматически определяет требуемые при текущем рассогласовании сигналы на обмотки ШД, в соответствии с которыми формируется алгоритм управления выходными ключами модуля.

Другая практическая задача, решаемая приводом с шаговым двигателем, – отклонение камер сгорания рулевого двигателя по цикло-

грамме, включающей как полки (рис. 16), так и отклонения по синусоидальному закону с разной частотой, но с фиксированным числом шагов, выполняемых ШД в течение одного периода.

В данном случае контроллер выдает в модуль управления ШД характеристики режима (тип, частота синусоидального сигнала, амплитуда), в соответствии с которыми в модуле формируются управляющие сигналы на обмотки ШД. Например, для синусоидального режима выполняется расчет времени, прошедшего от начала режима до очередного шага, по формуле

$$t_i = \frac{1}{2\pi F} \sum_{i=0}^{\infty} \left| \arcsin \frac{N_{i+1}}{N} - \arcsin \frac{N_i}{N} \right| - \frac{1}{2} \frac{1}{2\pi F} \left| \arcsin \frac{N_{i+1}}{N} - \arcsin \frac{N_i}{N} \right|,$$

где N_i принимает значение текущего шага; N – заданное максимальное число шагов (амплитуда); F – заданная частота синусоидального сигнала.

Результат реализации данного режима приведен на рис. 17.

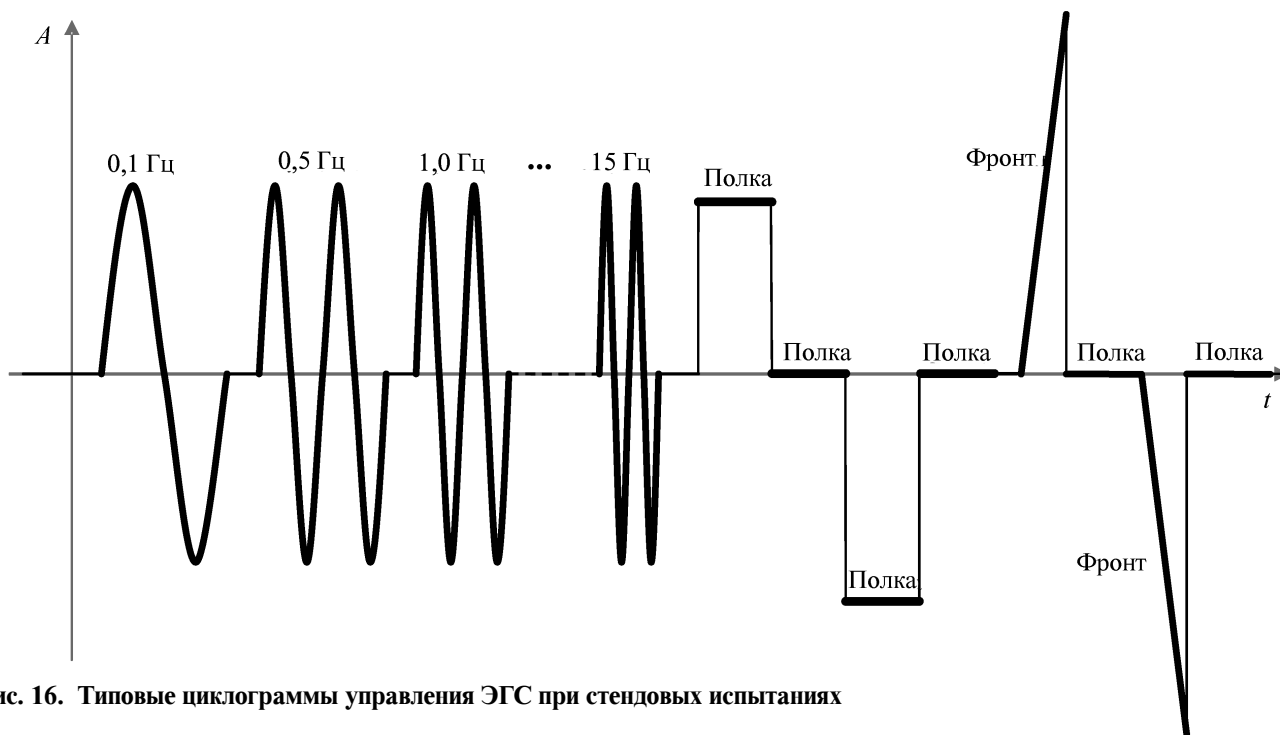


Рис. 16. Типовые циклограммы управления ЭГС при стендовых испытаниях

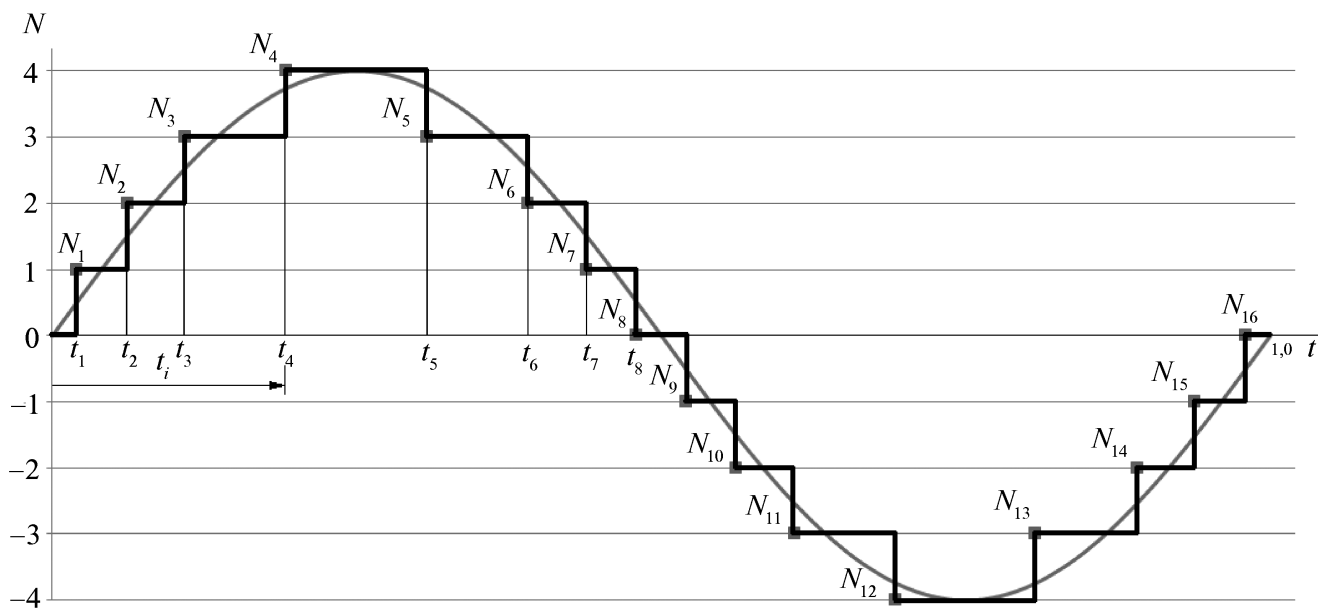


Рис. 17. Диаграмма управления ШД при реализации режима синусоидального отклонения камер сгорания с амплитудой $N = 4$ шага и частотой $F = 1,0$ Гц

Отработка данной схемы управления ШД подтверждена в ходе реальных огневых испытаний ЖРД.

Характерной особенностью современных стендовых испытаний изделий РКТ является высокий уровень автоматизации технологических процессов, который обеспечивается применением большого количества алгоритмов управления и контроля, имеющих возрастающую сложность. При этом алгоритмы управления системами изделия также являются объектами испытаний. Безошибочная реализация алгоритмов в ИУС является важным элементом успешности и безопасности проведения испытаний.

Это достигается применением на этапе подготовки к испытаниям аппаратно-программных комплексов имитации. Они представляют собой отдельные программируемые контроллеры и набор имитаторов и (или) эквивалентов электрических сигналов изделия. Задачей комплекса имитации является генерация по заданной циклограмме последовательностей сигналов, эквивалентных сигналам с датчиков изделия во время его работы и обеспечивающих проверку правильности работы алгоритмов и оборудования ИУС в режиме реального времени.

Разработка и отладка полноценного программного обеспечения имитации объекта управления, основанного на моделях физических процессов, требует трудозатрат, сравнимых с разработкой программно-математического обеспечения (ПМО) самой системы управления, что повышает вероятность логических ошибок.

Поэтому в стендовой практике часто используются тестовые модели (контрольные тесты), поставляемые разработчиками алгоритмов. Тестовые модели представляют собой функциональные зависимости «время–параметр» (как правило, в табличной форме), привязанные к режимам работы изделия. Кроме тестовой модели нормального пуска разработчик предоставляет несколько тестовых моделей, имитирующих поведение параметров в аварийных ситуациях.

Для моделирования поведения параметров изделия согласно тестовым моделям в режиме реального времени применяется следующая схема:

в соответствии с заданным периодом, равным циклу работы ИУС (например, 10 мс), контроллер системы имитации осуществляет

покадровое формирование временных срезов параметров на основе тестовых моделей;

значения параметров преобразуются из физических величин в коды, которые из имитатора подаются на входы управляющих контроллеров;

работа контроллера имитации и контроллеров систем управления синхронизируется таким образом, что в момент, когда в очередном кадре тестовых данных обнаруживается нулевая отметка времени, в управляющих контроллерах осуществляется запуск циклограммы управления двигательной установкой;

одновременно запускаются алгоритмы имитации работы систем изделия: нагружения сигнализаторов давления компонентов на

входе камеры сгорания; последовательного срабатывания точек уровнемеров системы управления (СУ) расходом топлива; давлений в баках окислителя и горючего; расходов компонентов топлива и чисел оборотов турбо-насосных агрегатов и т.д.;

результаты выполнения циклограммы регистрируются, после чего проводится анализ полученных данных на предмет соответствия реализованного в ИУС алгоритма управления изделием требованиям программы испытаний.

Тестовое обеспечение существенно оптимизирует процесс отладки программного обеспечения и автономных проверок ИУС и позволяет исключить грубые логические ошибки, способ-

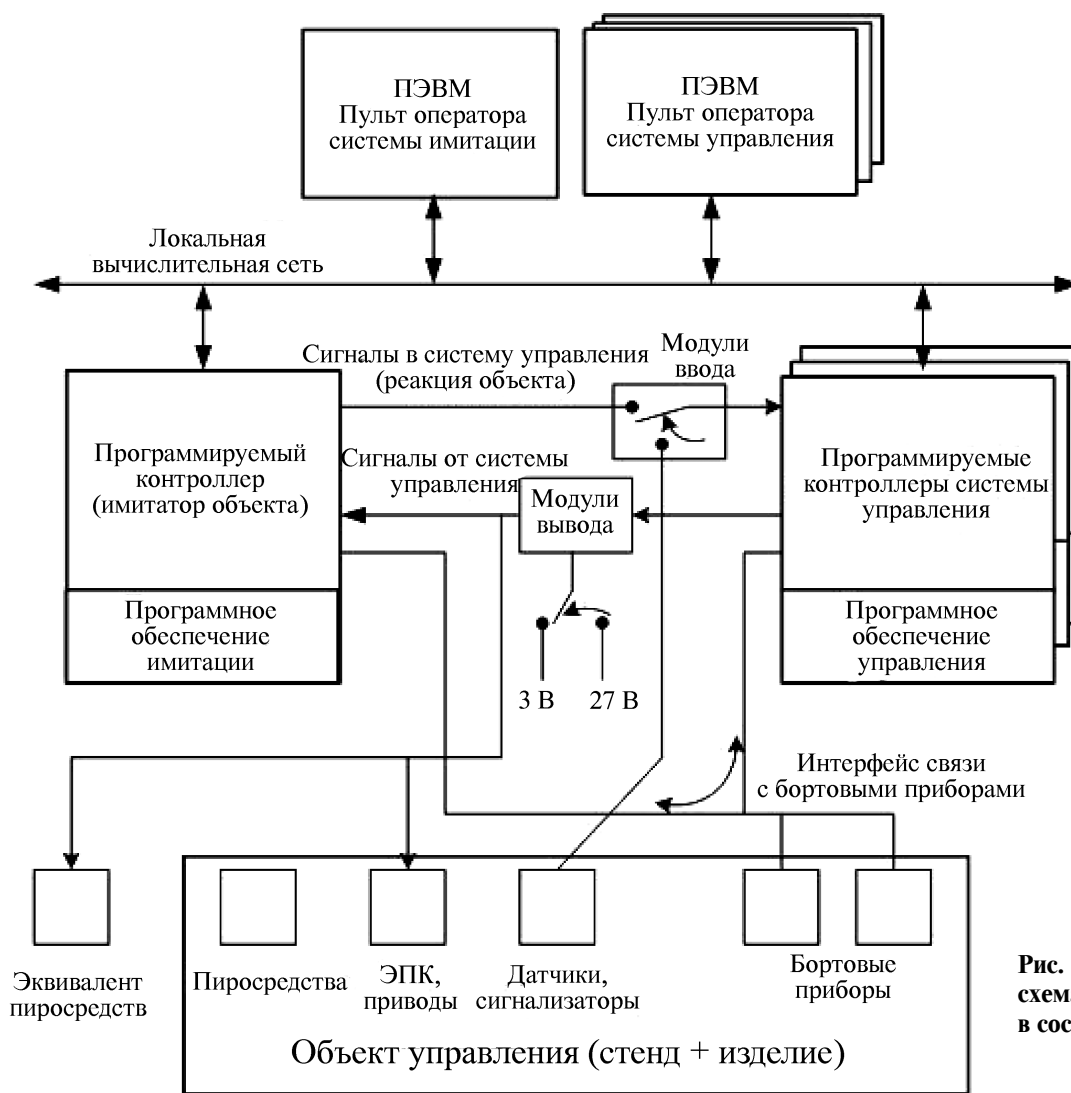


Рис. 18. Обобщенная схема системы имитации в составе ИУС

ные привести к невыполнению программы испытаний. Понятно, что оно не позволяет проверить все «ветки» алгоритмов и настройку их переменных ввиду невысокого коэффициента подобия тестовых моделей. В результате неточности настройки алгоритмов управления могут быть выявлены только при «холодных» и огневом испытаниях изделия. Заметим, что подтверждение правильности работы штатных алгоритмов и их настроек является одной из целей испытания.

Возможны два взаимодополняющих варианта организации проверки функционирования ИУС с использованием средств имитации.

- Первая схема имитации рассчитана на проверку работоспособности системы управления без расстыковки разъемов кабелей связи с объектом (рис. 18).

Данный вариант схемы обеспечивается:

наличием отдельно выделенного в составе ИУС контроллера, реализующего модель объекта управления или специально заданные наборы тестовых последовательностей сигналов в режиме реального времени;

наличием в модулях ввода ИУС двух интерфейсов: объект/имитатор с возможностью переключения режима ввода по внешней команде;

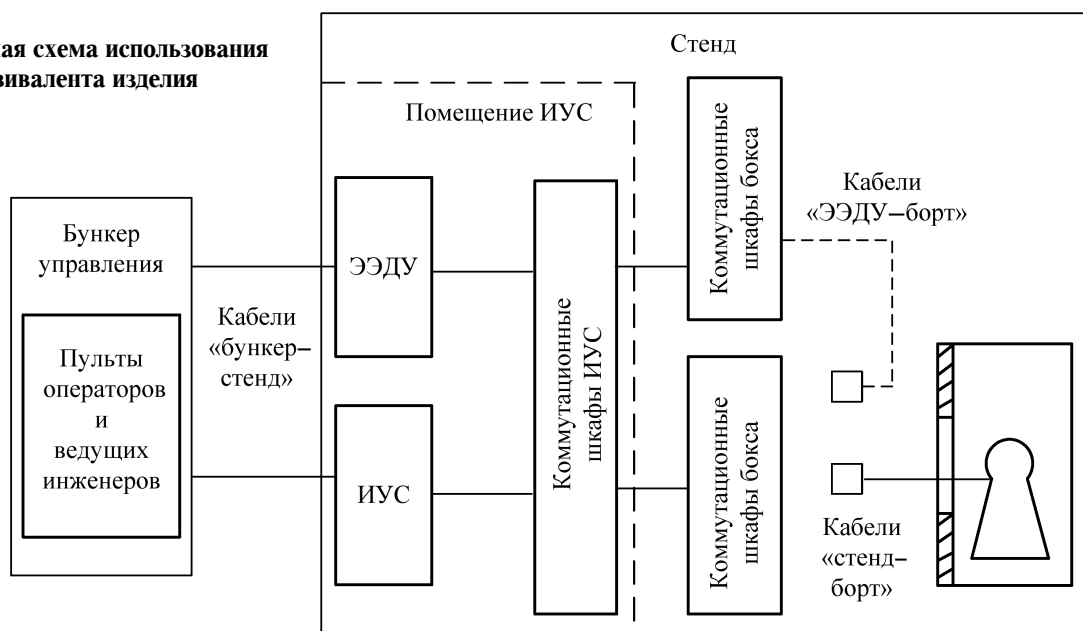
возможностью работы модулей вывода ИУС на пониженном напряжении (ЗВ), достаточном для контроля прохождения сигналов управления, но недостаточном для реального срабатывания ЭПК стенда и объекта испытания.

Данная схема показала свою эффективность при подготовке к испытаниям сложных экспериментальных изделий, таких как ступени ракет-носителей (РН) «Союз-2-1б», «Ангара», «Союз-2-1в».

К недостаткам этой схемы следует отнести неполный контроль работоспособности модулей преобразования сигналов и кабельной сети от «борта» к ИУС, поскольку сигналы от имитатора поступают на специальный интерфейс, а не через входные цепи модулей. Этот недостаток компенсируется многочисленными автономными и комплексными проверками, аттестационными испытаниями оборудования ИУС, которые выполняются в ходе подготовки к испытаниям, а также при так называемых «холодных» испытаниях с заправкой изделия компонентами топлива, в которых задействованы практически все системы стенда и ДУ.

- В случае испытаний серийных изделий может быть применена вторая схема, использующая в качестве имитатора электрический

Рис. 19. Обобщенная схема использования электрического эквивалента изделия



эквивалент (рис. 19). Дело в том, что для испытаний серийных ЖРД подготовка ИУС обычно сводится к выбору и загрузке в контроллеры ИУС запрограммированной и отработанной ранее циклограммы и алгоритмов управления и регулирования с последующим контролем работоспособности оборудования и ПМО.

К достоинствам схемы следует отнести возможность работы ИУС в штатной конфигурации, с рабочими напряжениями – как бы непосредственно с объектом испытаний и стендовым оборудованием. Ввиду неизменности алгоритмов функционирования серийных изделий использование в эквиваленте программируемого контроллера позволяет реализовать не только тестовые имитационные последовательности сигналов, но и более продвинутые модели, основанные на физических процессах с высоким коэффициентом подобия.

Недостаток схемы состоит в необходимости последующей перестыковки кабельной сети

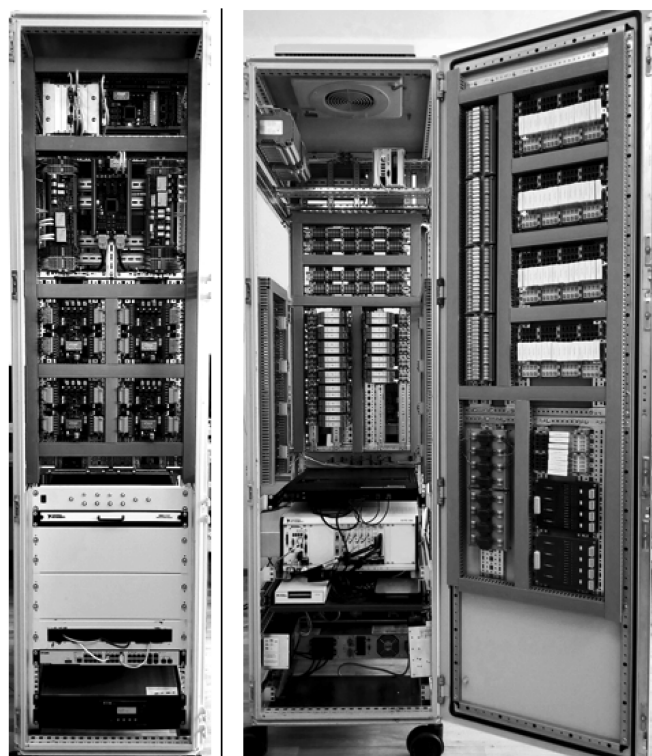


Рис. 20. Универсальный электрический эквивалент двигательной установки

ИУС с эквивалента на «борт» и выполнения дополнительных контрольных проверок.

На рис. 20 представлен действующий образец эквивалента электрических сигналов двигательной установки (ЭЭДУ).

ЭЭДУ формирует сигналы датчиков расхода и чисел оборотов, термодпар, термометров сопротивлений, потенциометрических датчиков давления, угла поворота и положения, индуктивных датчиков перемещения типа LVDT, дискретных датчиков типа сигнализаторов давления, пневматических реле, концевых выключателей. Обеспечивается имитация электрических цепей электропневматических клапанов (ЭПК), пиропатронов (ПП), рулевых машин (РМ) и приводов регуляторов расхода компонентов. Кроме того, в составе ЭЭДУ предусмотрен адаптер последовательного интерфейса стандарта MIL STD 1553В, позволяющий обрабатывать взаимодействие стендовой системы управления с бортовыми приборами штатной системы управления РН.

Изменение во времени имитационных сигналов в соответствии с параметрами ДУ обеспечивается при помощи программ, функционирующих в контроллерах ЭЭДУ. Взаимодействие контроллеров ЭЭДУ и СИКОН-М1 осуществляется посредством локальной вычислительной сети Ethernet.

Длительность такта работы контроллеров составляет 10 мс. Каждый такт состоит из фиксированной последовательности шагов: опроса входов, обработки программ имитации и выдачи управляющих сигналов на соответствующие эквиваленты исполнительных элементов.

Эквиваленты ЭПК, шаговых двигателей и двигателей постоянного тока реализованы с помощью резисторов соответствующих номиналов сопротивления и мощности. Для обеспечения возможности имитации работы ЭПК во включенном состоянии на протяжении любого интервала времени резисторные сборки снабжены радиаторами и вентиляторами. Имитация сигнализаторов и концевых выключателей осуществляется с помощью модулей дискретного вывода в составе ЭЭДУ (рис. 21).

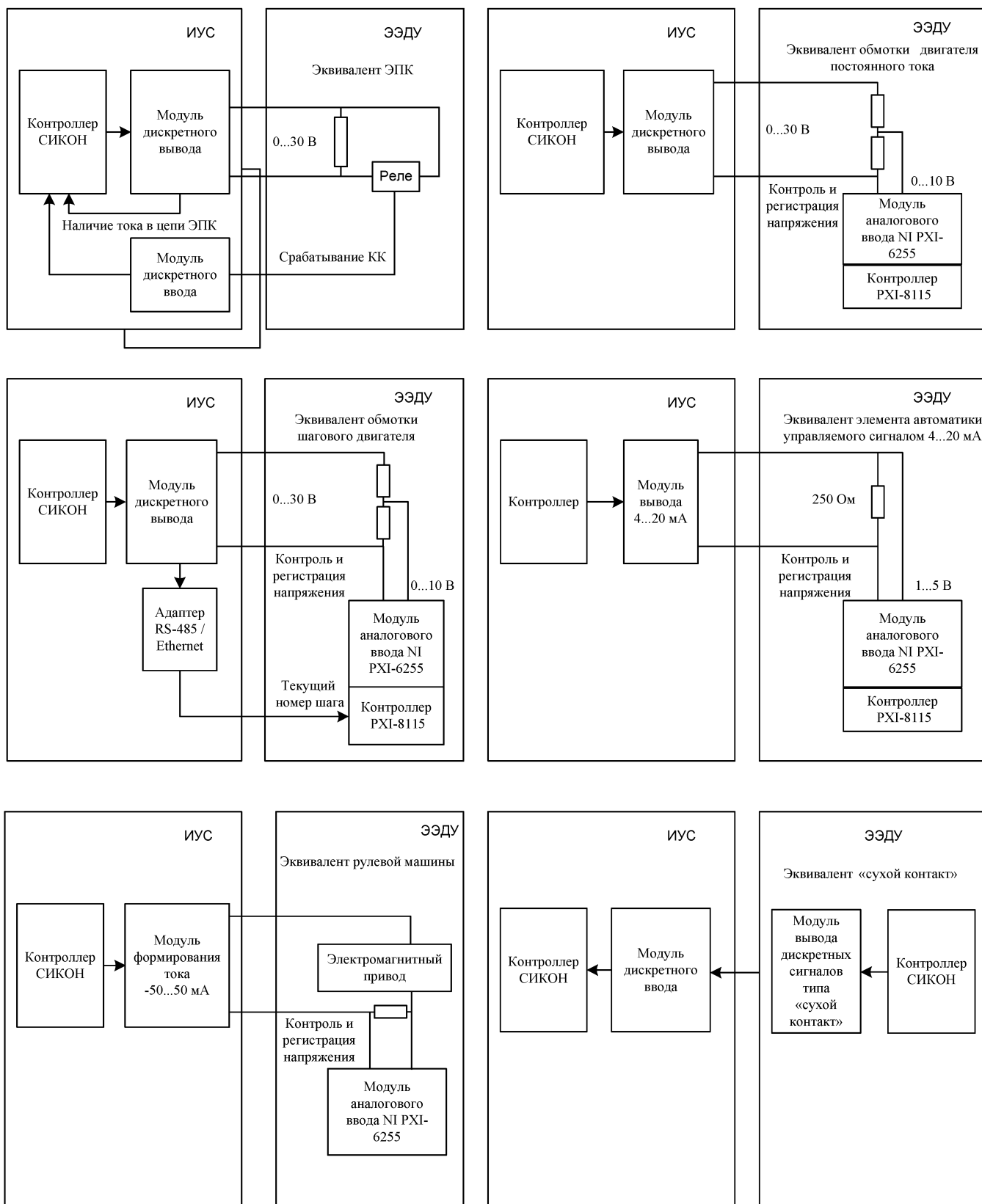


Рис. 21. Эквиваленты исполнительных элементов



Рис. 22. Модуль эквивалентов пиропатронов МЭПП

Примером специального устройства, разработанного ФКП «НИЦ РКП» совместно с ООО «Компекс-Т», является модуль эквивалентов пиросредств (МЭПП). Внешний вид модуля представлен на рис. 22.

Каждый модуль МЭПП контролирует состояние восьми внешних входных каналов связи с модулями подрыва пиропатронов ИУС по двухпроводным линиям с сопротивлением до 8 Ом. МЭПП периодически (каждые 500 мкс) опрашивает состояние своих объектных каналов и при появлении сигнала ограничивает длительность импульса тока, имитируя срабатывание

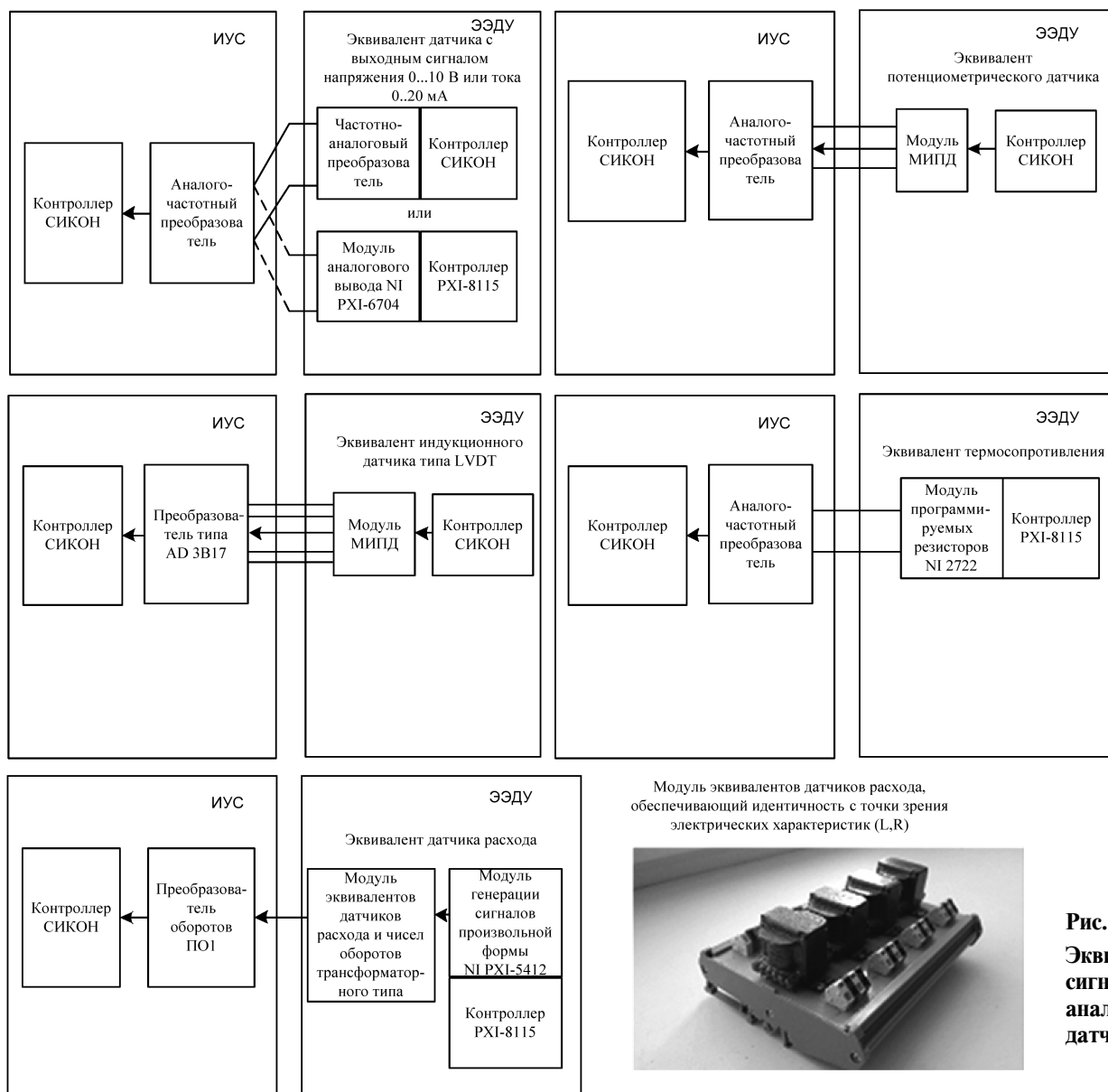


Рис. 23. Эквиваленты сигналов аналоговых датчиков

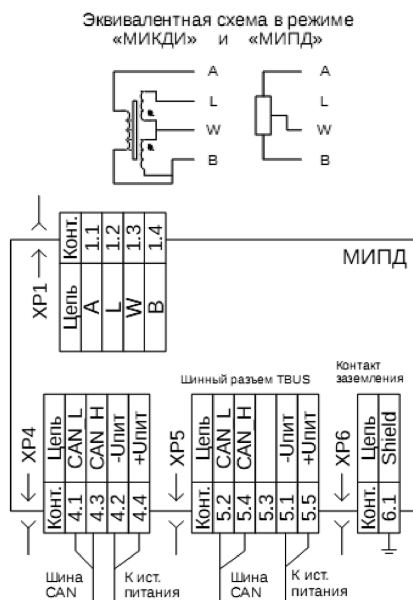


Рис. 24. Внешний вид и схема подключения МИПД

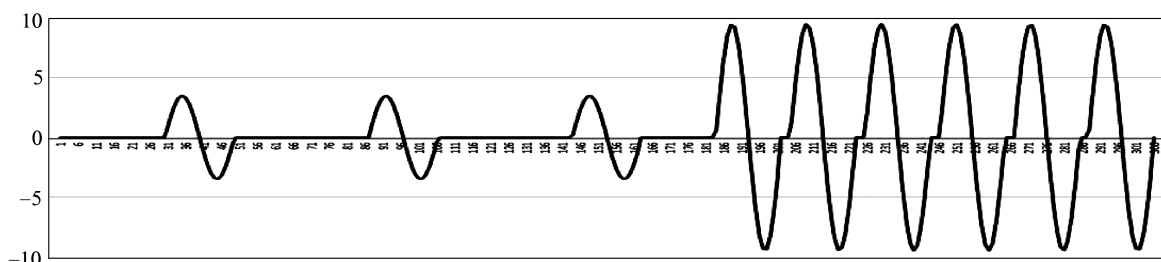


Рис. 25. Типовые формы сигналов датчиков турбинных расходомеров и чисел оборотов

пиропатрона и перегорание нити. После этого модуль посылает в контроллер информацию о времени срабатывания и длительности импульсов тока и напряжения.

Эквиваленты сигналов аналоговых датчиков представлены на рис. 23. Не вызывает трудностей подбор оборудования для программируемой имитации сигналов датчиков с выходом по току, напряжению и сопротивлению.

Для имитации сигналов потенциометрических и индуктивных датчиков перемещения типа LVDT был разработан универсальный эквивалент сигналов потенциометрических и индуктивных датчиков МИПД (рис. 24).

Технические характеристики модуля:

диапазон изменения относительной величины выходного сигнала из среднего положения – от 2,5 до 5 В и от 2,5 до 0 В;

максимальная дискретизация – 256 градаций.

К достаточно сложным для воспроизведения сигналам следует отнести сигналы от турбинных датчиков расхода и чисел оборотов вала турбин турбонасосных агрегатов.

Предельные требования, предъявляемые к генератору формирования сигналов индуктивных датчиков расхода и чисел оборотов, достаточно жесткие:

диапазон изменения частоты входного сигнала – 10...12000 Гц;

диапазон изменения амплитуды входного сигнала – 50...10000 мВ;

скважность входного сигнала – 2...10.

При реализации эквивалента следует учитывать наличие пропорциональной зависимости между амплитудой и частотой для обоих типов сигналов, а также дополнительную зависимость скважности от частоты для сигналов датчиков чисел оборотов (рис. 25). Задача была решена

с помощью модуля формирования сигналов произвольной формы.

Применение аппаратно-программных средств имитации объекта управления показало свою эффективность при подготовке к испытаниям сложных экспериментальных изделий, в частности двигательных установок, ступеней РН. Разработанные аппаратно-программные средства имитации позволяют обеспечить подбор эквивалентов практически для всего спектра исполнительных элементов и датчиков, используемых в современных системах управления ЖРД и ДУ.

Надежность ИУС определяется, в частности, работой систем электропитания (рис. 26). Новым подходом к организации электропитания является создание интеллектуальных систем управления электропитанием (СУЭП). Такие

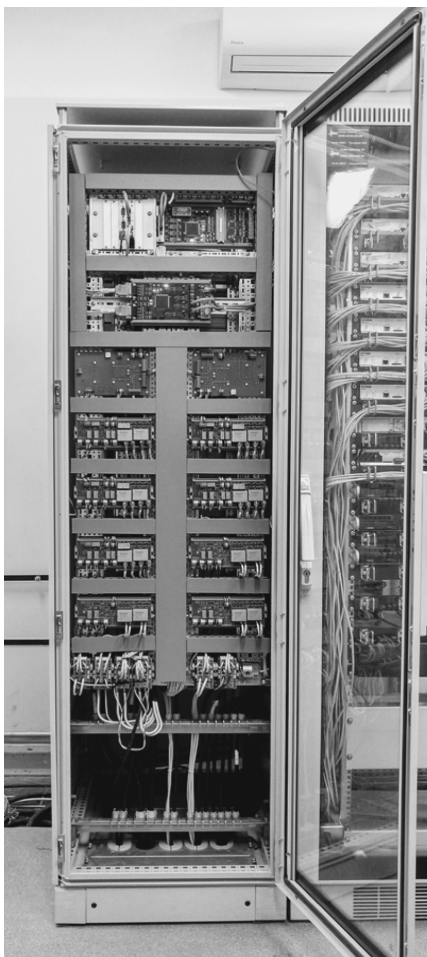


Рис. 26. Система управления электропитанием ИУС

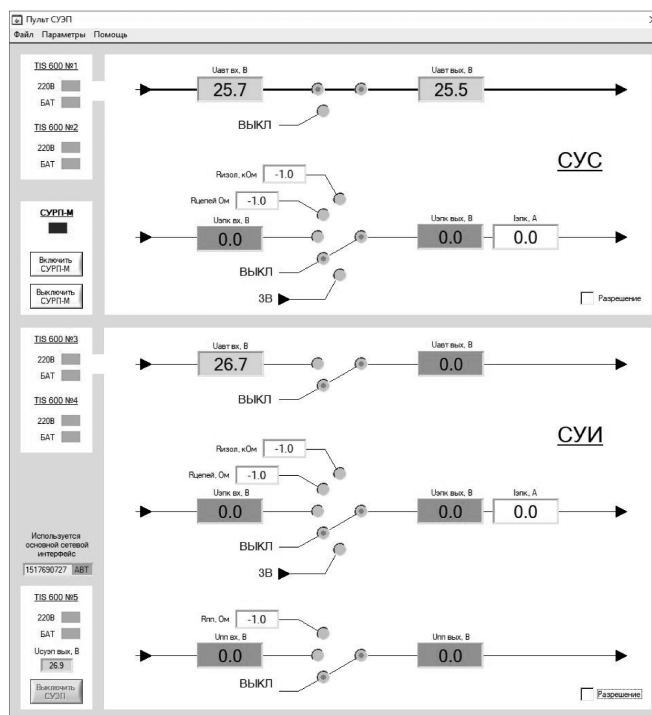


Рис. 27. Главное окно программы «Пульт управления СУЭП»

системы выполняют коммутацию электропитания в определенной последовательности, изменение силы тока, напряжений, сопротивления цепей исполнительных элементов и изоляции. На рис. 27 показано главное окно программы управления СУЭП.

В основном режиме работы СУЭП обеспечивает:

- коммутацию напряжения 24 В от резервированных источников питания на контроллеры ИУС;

- коммутацию стенового питания 30 В $U_{ЭПК}$;
- коммутацию питания 3 В $U_{ЭПК}$ для обеспечения режима имитации при проведении проверок алгоритмов управления;

- коммутацию питания 30 В U_{III} на пиросредства (пиропатроны, пироклапаны и т.д.);

- реализацию четкой последовательности коммутации питания 24 В $U_{авт}$, 30 В (3 В) $U_{ЭПК}$, 30 В U_{III} для каждой подсистемы в составе ИУС;

- независимую взаимоблокировку одновременной подачи питания 30 В и 3 В $U_{ЭПК}$ на исполнительные элементы (ИЭ) каждой подсистемы ИУС;

блокировку выключения питания СУЭП, если подсистемы ИУС и их ИЭ не обесточены; измерение напряжения на входных и выходных клеммниках питания 24 и 30 В;

управление коммутацией и отображение числовых параметров электропитания в виде управляемой мнемосхемы (см. рис. 27);

контроль работы источников питания;

широковещательную Ethernet, рассылку телеметрии СУЭП, содержащую значения всех параметров электропитания для ее регистрации и обработки специализированными средствами;

переключение режимов измерения электрических характеристик ИЭ независимо для каждой СУ.

В режимах определения электрических характеристик исполнительных элементов СУЭП обеспечивает измерение следующих параметров:

сопротивление цепей ИЭ;

сопротивление цепей пиросредств;

сопротивление изоляции ИЭ относительно земли.

В заключение отметим, что уменьшение количества испытаний изделий РКТ в силу экономических причин, увеличение сложности бортового оборудования и алгоритмов управления изделием диктует необходимость постоянного повышения уровня надежности, интеллектуализации и информативности стендовых систем управления и аварийной защиты.

Библиографический список

1. Лисейкин В.А., Милютин В.В., Сайдов Г.Г., Тожокин И.А. Информационно-управляющие системы для стендовых испытаний ЖРД и двигательных установок. М.: Машиностроение / Машиностроение–Полет, 2012. 406 с.
2. Лисейкин В.А., Моисеев Н.Ф., Сайдов Г.Г., Фролов О.П. Основы теории испытаний. Экспериментальная отработка ракетно-космической техники / под ред. д-ра техн. наук В.К. Чванова. М.: Машиностроение/Машиностроение–Полет / Виарт Плюс, 2015. 256 с.
3. Бизяев Р.В., Лисейкин В.А., Милютин В.В. и др. Информационно-управляющая система для стендовых испытаний РН «Ангара» // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2009. Спец. вып. С. 64 – 75.
4. Лисейкин В.А., Милютин В.В., Тожокин И.А. Создание информационно-управляющих систем и систем аварийной защиты для отработки ЖРД // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2009. Спец. выпуск. С. 47 – 53.
5. Лисейкин В.А. К вопросам надежности стендовых систем управления и аварийной защиты при испытаниях ЖРД и ДУ // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2012. № 12. С. 29 – 43.
6. Лисейкин В.А., Тожокин И.А. Особенности управления и аварийной защиты изделий при огневых испытаниях стендового блока первой ступени РН «Союз 2-1в» // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева. 2013. № 4 (42). С. 181 – 195.
7. Абросимов А.В., Бизяев Р.В., Лисейкин В.А., Тожокин И.А. Направления модернизации информационно-управляющих систем для стендовых испытаний РН «Ангара»: Научно-технические разработки КБ «Салют» 2012–2013. М.: Машиностроение / Машиностроение–Полет, 2014. С. 290 – 312.
8. Лисейкин В.А., Волнухин О.А., Тегин М.С., Тожокин И.А. Измерение расходов и чисел оборотов вала ТНА на базе цифрового измерительного преобразователя нового поколения в системах управления и аварийной защиты при огневых стендовых испытаниях ЖРД и двигательных установок // Авиакосмическое приборостроение. 2016. № 10. С. 150 – 151.
9. Лисейкин В.А., Волнухин О.А., Тожокин И.А., Чуринов М.Н. Разработка интеллектуальных периферийных модулей систем управления и аварийной защиты для стендовых испытаний жидкостных ракетных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т.15. № 4. С. 9 – 19.
10. Лисейкин В.А., Тожокин И.А. Разработка нового поколения систем управления и аварийной защиты для стендовых испытаний ЖРД и ДУ // Новые технологии. Т. 2. Материалы XIV Всерос. конференции, посвященной 70-летию Государственного ракетного центра имени академика В.П.Макеева. РАН, 2017.
11. Лисейкин В.А., Тожокин И.А., Волнухин О.А. Разработка аппаратно-программных средств имитации электрических сигналов элементов автоматики ЖРД и двигательных установок при подготовке информационно-управляющих систем к огневым испытаниям изделий РКТ//Новые технологии. Т. 2. Материалы XV Всерос. конференции. М.: РАН, 2018. С. 69 – 80.
12. Лисейкин В.А., Тожокин И.А., Чуринов М.Н. Разработка системы управления рулевым приводом камер сгорания ЖРД в обеспечение стендовой отработки двигательной установки ступени ракеты-носителя // Новые технологии. Т. 2. Материалы XV Всерос. конференции. РАН, 2018. С. 57 – 68.



ВЛАДИМИРОВ
Александр Владимирович –
заместитель
генерального конструктора
КБ «Салют» ГКНПЦ
имени М. В. Хруничева
профессор, доктор техн. наук



БОРИСЕНКО
Виктор Дмитриевич –
ведущий конструктор сектора
КБ «Салют» ГКНПЦ
имени М. В. Хруничева



ХМЕЛЬЩИКОВ
Михаил Владимирович –
начальник отдела
КБ «Салют» ГКНПЦ
имени М.В. Хруничева,
кандидат техн. наук

Новые оценки экологического воздействия современных ракетно-космических комплексов с жидкостными ракетными двигателями на высококипящих компонентах

А.В. Владимиров, В.Д. Борисенко, М.В. Хмельщикова

E-mail: vibor385@yandex.ru

Приведено сравнение характеристик жидкостных ракетных двигателей по степени их воздействия на атмосферу Земли в процессе работы. Дана комплексная оценка экологической безопасности двигательных установок, работающих на различных компонентах ракетного топлива.

Ключевые слова: экологическая безопасность; окружающая среда; двигатель; ракета; компоненты топлива.

A.V. Vladimirov, V.D. Borisenko, M.V. Hmelschikov. New Environmental Impact Assessments of Advanced Rocket Systems with High Boiling Components LPE

The comparative characteristics of liquid rocket engines as per their impact on the Earth's atmosphere during their operation are considered. A comparative integrated assessment of the environmental safety of propulsion system operating on with different propellant components also shown.

Keywords: ecological safety; environment; engine; rocket; propellant component.

Создание и внедрение передовых технологий в различных областях нередко приводит к изменению сложившихся ранее стереотипов мышления и новым оценкам тех или иных комплексов. Примером таких изменений может служить атомная энергетика, широко применяемая сегодня за счет достижения высокого уровня безопасности.

Применительно к ракетной технике в 1970 – 1980 гг. прошлого столетия сложилось определенное негативное мнение по поводу использования жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) на компонентах тетраоксид азота (амил) – несимметричный диметилгидразин (гептил) [1]. На тот период времени в приоритетных задачах при проектировании ракетно-космических комплексов (РКК) вопросы экологической безопасности и влияния

на окружающую среду стояли далеко не на первом месте.

Одним из разработанных тогда РКК является ракета-носитель тяжелого класса «Протон-К» с ЖРД на амиле и гептиле.

Высокая востребованность этой ракеты-носителя (РН) как для решения государственных задач, так и на мировом рынке коммерческих услуг послужила причиной для КБ «Салют» – головного разработчика РКК «Протон» – проводить модернизацию космического комплекса в целях поддержания достигнутого конкурентного уровня. И в задачах этой поэтапной модернизации наряду с повышением энергетических характеристик за счет применения современных конструкционных материалов и цифровой системы управления уже стояли в качестве приоритетных задачи повышения уровня отказобезопасности и обеспечения минимизации экологического воздействия.

Таким образом, в модернизированном космическом ракетном комплексе «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М» достигнуты не только высокие целевые энергетические показатели, но и качественно новые показатели экологического воздействия на окружающую среду.

Сегодня ракета тяжелого класса «Протон-М» по уровню воздействия на окружающую среду не превышает уровня воздействия кислородно-керосиновых РН типа «Союз-2», а по комплексному показателю, приведенному к 1 т полезной нагрузки, имеет лучшее значение.

В серии статей о результатах внедрения новых цифровых технологий и методических фундаментальных подходах к идеологии полета, подготовленных КБ «Салют» [2, 3], акцент был сделан на достигнутых характеристиках по экологическому воздействию. Здесь более подробно рассмотрим отечественные жидкостные двигатели, объективно признанные лучшими в мире.

Далее проанализируем, что может повлиять на достижение минимизации экологических воздействий (рис. 1).

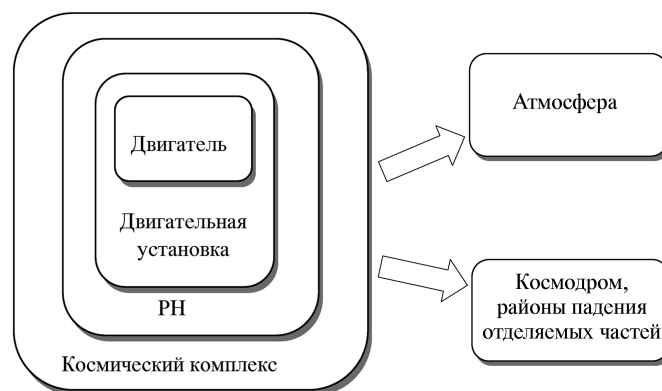


Рис. 1. Общая схема методического подхода к оценке воздействия на окружающую среду

Двигатели. Основная задача – наиболее полное взаимодействие компонентов и минимум выбросов в окружающую среду в процессе работы.

Двигательная установка (ДУ). Поддержание подачи компонентов в двигатель с оптимальным фактическим соотношением компонентов в режиме полета. Предотвращение нарушения сплошности компонентов при подаче в двигатель на конечных участках работы ступеней в условиях резко изменяющихся по величине и направлению действующих перегрузок.

Ракета-носитель. Применение методических подходов к формированию циклограммы, возможность минимизации гарантированных запасов и остатков компонентов, попадающих на землю. Создание бортовых алгоритмов контроля состояния и парирование в оперативном режиме возможных отказов силовых элементов управления – рулевых приводов, ДУ – решением задач минимизации ущерба [4].

Космический комплекс. Обеспечение замкнутого цикла работы с гептилом, амилем.

Рассмотрим жидкостные ракетные двигатели с различными компонентами топлива.

Одним из основных факторов экологической безопасности ракетно-космической техники является состав применяемых компонентов ракетного топлива (КРТ), используемых в двигательных установках ракет-носителей. Ракет-

ное топливо должно отвечать следующим требованиям:

- термогазодинамическим;
- кинетическим;
- эксплуатационным.

С точки зрения термогазодинамики для получения максимального удельного импульса тяги необходимо, чтобы молекулярная масса продуктов сгорания была минимальной и имела максимальное удельное теплосодержание. Кроме того, топливо должно иметь максимальную плотность, особенно на первых ступенях. Очевидно, что это требование не согласуется со стремлением к минимальной молекулярной массе.

Требования к кинетическим свойствам топлива направлены на обеспечение надежного воспламенения топлива в камере сгорания, быстрого и полного его сгорания. К ним относятся:

- возможность самовоспламенения топлива в камере сгорания при контакте его компонентов в жидком виде;
- низкая температура воспламенения компонентов топлива;
- малая задержка воспламенения;
- высокая скорость сгорания топлива, т.е. высокая скорость протекания химических реакций.

С точки зрения экологической безопасности топливо должно быть химически стабильным, иметь минимальную токсичность как самого топлива, так и продуктов его сгорания.

Не существует ни одного вида топлива, удовлетворяющего всем перечисленным требованиям. Поэтому при подборе компонентов топлива приходится искать компромиссы и находить оптимальные решения по применимости КРТ.

Проведем комплексную сравнительную оценку экологической безопасности ДУ на следующих компонентах ракетного топлива:

- азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ) – ДУ РД-276 (базовый вариант);
- жидкий кислород и нафтил (УВГ) – ДУ РД-191;

жидкий кислород и жидкий водород – ДУ РД-0120.

Комплексный показатель воздействия ДУ на окружающую среду определяется следующим образом:

задается сравнительная весовость частных показателей воздействия ДУ на окружающую среду (ОС) в виде системы равенств и неравенств:

$$X = \{x_i \geq x_j, x_1 < x_2, x_3 = x_n, \dots\};$$

моделируется значение «весовых» коэффициентов C_i :

$$\sum_i^n C_i = 1;$$

вычисляется нормализующая функция $f_i(X)$, характеризующая уровень воздействия с точки зрения частного показателя воздействия ДУ на окружающую среду:

$$f_i(X) = X_i / (X_i + X_j + \dots + X_n);$$

определяются соответственно частный и комплексный показатели воздействия ДУ на окружающую среду:

$$R_i(X) = C_i f_i(X);$$

$$\hat{R}(X) = \sum_{i=1}^m \hat{C}_i f_i(X).$$

Методические особенности проведения сравнительного анализа воздействия работы ДУ РН на ОС представлены в работе [2].

К частным показателям воздействия ДУ на ОС относятся:

суммарная объемная эквивалентная токсичность выбросов загрязняющих веществ в атмосферу в процессе штатной работы ДУ у поверхности земли. Значение «весового» коэффициента принимаем равным 0,4 ($C_1 = 0,4$). (Объемная эквивалентная токсичность выбросов загрязняющих веществ в атмосферный воздух – показатель загрязнения атмосферы, характеризующий объем, который могут занять выбросы загрязняющих веществ при их переме-

шивании с воздухом до концентрации, равной предельно допустимой);

масса озона, разрушаемого при работе ДУ ($C_2 = 0,2$);

масса выбрасываемых в атмосферу парниковых газов ($C_3 = 0,2$);

материалоемкость ДУ ($C_4 = 0,2$).

**Суммарная
объемная эквивалентная токсичность
выбросов загрязняющих веществ
в атмосферу
в процессе штатной работы ДУ**

В табл. 1 сравниваются массы продуктов сгорания, приведенные к секундному расходу КРТ в двигательной установке при равновесном истечении продуктов сгорания.

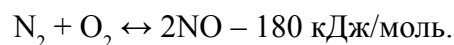
Кроме того, при горении КРТ образуются оксиды азота.

В данном случае оксиды азота образуются при сгорании топлива в ядре факела следующим образом:

топливные NO_x – при температуре газовой среды 800...2100 К за счет азота, входящего в состав топлива;

термические NO_x – при температурах факела более 1600 К путем окисления азота воздуха.

Топливные оксиды азота. Кинетика окисления топливного азота описывается уравнением



Рассчитанные значения топливных оксидов азота приведены в табл. 1.

Термические оксиды азота. Из экспериментальных спектральных характеристик излучения ракетных двигателей следует, что излучение конуса отходящих газов непрерывно по спектру и приблизительно соответствует излучению абсолютно черного тела при следующих значениях температуры:

ДУ РД-276 – 1748 К;

ДУ РД-191 – 1990 К;

ДУ РД-0120 – 1419 К.

Таблица 1

Приведенная масса, кг/с, продуктов сгорания КРТ, выбрасываемых в процессе работы ДУ

Продукты сгорания КРТ	Тип двигателя		
	РД-276; $M_{\text{КРТ}} = 591,70$ кг/с	РД-191; $M_{\text{КРТ}} = 630,80$ кг/с	РД-0120; $M_{\text{КРТ}} = 436,47$ кг/с
O_2	1,12	—	—
H_2	3,96	44,16	14,20
H_2O	156,21	262,92	419,59
N_2	206,21	4,35	—
СО	24,91	136,13	—
CO_2	198,57	183,12	—
Остальные	0,72	0,12	2,68
из них:			
NO_x	0,000012	0,0013	0,0009
синильная кислота	0,000296	—	—
метан	0,00000018	—	—
аммиак	0,0018	—	—
формальдегид	0,00024	—	—

Таблица 2
**Концентрация NO_x (в пересчете на NO₂), мг/м³,
 в зависимости от температуры**

Температура, К					
300	700	800	1800	2000	2500
0,00127	0,38	2,54	4700	9800	31700

Таблица 3
**Концентрация NO_x (в пересчете на NO₂), мг/м³,
 для некоторых ДУ в зависимости от температуры
 продуктов сгорания КРТ**

Тип двигателя	Температура, К		
	1748	1990	1419
РД-276	4458,14	—	—
РД-191	—	9545,00	—
РД-0120	—	—	2911,84

Так как энергия активации реакции образования оксида азота очень высока, то она определяет сильную зависимость скорости образования оксида азота от температуры. На основе

имеющихся научных исследований концентрация NO_x (в пересчете на NO₂) в зависимости от температуры представлена в табл. 2.

Концентрация NO_x с учетом осреднения для рассматриваемых ДУ представлена в табл. 3.

Атмосферный азот поступает в высокотемпературную зону горения за счет эжекционного механизма. В соответствии с многочисленными экспериментами для свободной турбулентной струи коэффициент «захвата» (эжекции) воздуха $\alpha = 0,06 \dots 0,08$. В связи с большой скоростью истечения газов и «высотой» факела выброса принимаем $\alpha = 0,08$.

С учетом представленных результатов, температуры выбросов продуктов сгорания и коэффициента эжекции $\alpha = 0,08$ равновесный состав продуктов сгорания представлен в табл. 4.

Массы выбросов токсичных продуктов сгорания КРТ и показатели объемной эквивалентной токсичности выбросов загрязняющих веществ (ЗВ) в атмосферу приведены в табл. 5. Объемная эквивалентная токсичность V_3 определяется отношением массы M_i к предельно допустимой концентрации (ПДК).

Таблица 4
Приведенная масса, кг/с, продуктов сгорания, выбрасываемых при равновесном режиме истечения

Продукты сгорания КРТ	Тип двигателя		
	РД-276; $M_{\text{КРТ}} = 591,70$ кг/с	РД-191; $M_{\text{КРТ}} = 630,80$ кг/с	РД-0120; $M_{\text{КРТ}} = 436,47$ кг/с
N ₂	206,21	4,35	—
O ₂	1,12	—	—
H ₂	3,96	44,16	14,20
H ₂ O	156,21	262,92	419,59
CO	24,91	136,13	—
CO ₂	198,57	183,12	—
Остальные	0,72	0,12	2,68
NO ₂ (при эжекции)	1,12	5,33	0,77
NO ₂ (суммарная)	1,120012	5,3313	0,7709

**Приведенная масса выбросов токсичных продуктов сгорания КРТ
и показатель объемной эквивалентной токсичности выбросов для некоторых ДУ**

Выбросы ЗВ	ПДК, мг/м ³	Тип двигателя					
		РД-276		РД-191		РД-0120	
		M_i , кг/с	V_3 , м ³ /с	M_i , кг/с	V_3 , м ³ /с	M_i , кг/с	V_3 , м ³ /с
<i>Вещества второго класса опасности</i>							
Формальдегид	0,035	0,000240	6857,14	—	—	—	—
Азота диоксид	0,200	1,120012	5 600 060	5,3313	26 656 500	0,7709	3 854 500
Водород цианистый (синильная кислота)	0,010	0,000296	29 600	—	—	—	—
<i>Вещества четвертого класса опасности</i>							
Аммиак	0,200	0,001800	9000	—	—	—	—
Углерода оксид	5	24,910000	4 982 000	136,13	27 226 000	—	—
<i>Неопасные вещества</i>							
Метан	50 (ориентировочно безопасный уровень воздействия)	0,00000018	0,0036	—	—	—	—
$\Sigma V_3 \cdot 10^{-6}$, м ³ /с		10,6275		53,8825		3,8545	

Масса озона, разрушаемого в процессе работы двигательной установки

Различают физический и химический механизмы воздействия полета ракет на озоновый слой атмосферы.

Физический механизм разрушения озона в головной ударной волне и факеле ракетного двигателя. Учитывая небольшой (~1 эВ) потенциал диссоциации озона, следует ожидать его термического разрушения. Предполагается, что озон *полностью* разрушается как в факеле ракетного двигателя, так и за фронтом головного скачка уплотнения, а форма возмущенной области пространства вокруг движущейся РН, включая факел и скачок, может быть аппроксимирована эллипсоидом.

Химический механизм разрушения озона выбрасываемыми в озоновом слое (15...40 км) при работе ДУ РН продуктами сгорания КРТ

связан с выбросом в составе продуктов сгорания КРТ озonoактивных соединений. Под воздействием атмосферной турбулентности и ветров на этих высотах озonoактивные соединения перемешиваются с окружающим воздухом, разрушая имеющийся в нем озон.

Вместе с тем турбулентные вихри и ветры приносят из окружающего воздуха озон, который постепенно заполняет образовавшуюся зону с пониженным содержанием озона. Эффект локального разрушения озона начинает пропадать, и по мере того как со временем озonoактивные соединения начинают распространяться в атмосфере, начинает играть роль эффект глобального разрушения озона.

Глобальное разрушение озона, так же как и локальное, происходит в результате взаимодействия активных соединений с озоном. Характерной особенностью данного механизма разрушения (в отличие от локального) является

длительность процессов, вызывающих разрушение озона.

На глобальное разрушение озона оказывают влияние также такие факторы, как происходящие в атмосфере естественные процессы разрушения и образования озона, выбросы в атмосферу от других источников антропогенного и природного воздействия, диффузия веществ из верхних и нижних слоев атмосферы в стратосферу, зависимость состава и свойств атмосферы от климатических и временных параметров и т.д.

При сравнении работы рассматриваемых ДУ можно выделить три основных цикла в разрушении озона – кислородный O_x , водородный HO_x и азотный NO_x .

Разрушение озона в головной ударной волне и факеле ракетного двигателя. При рассмотрении механизма разрушения озона в головной ударной волне и факеле ракетного двигателя суммарная масса разрушенного озона может быть найдена по формуле

$$M_{oz} = \frac{V \rho_{oz}(h)L}{2(R_1 + R_2)},$$

где V – объем возмущенной области пространства; $\rho_{oz}(h)$ – плотность озона на высоте h в невозмущенной среде; L – длина траектории полета РН через диапазон высот;

$$R_1 \approx \frac{4}{3} r_{кр} \sqrt{\frac{P_k}{P_0}} -$$

расстояние от среза сопла до диска Маха;

$$R_2 \approx \frac{4}{3} r_{кр} \sqrt{\frac{P_k}{P_0 M^2}} -$$

радиус головной ударной волны; P_0 – давление в окружающем воздухе; P_k – давление в камере сгорания двигателя; M – число Маха набегающего потока; $r_{кр}$ – радиус критического сечения сопла двигателя.

Объем возмущенной области пространства

$$V = \frac{4}{3} \pi R_1 (R_1 + R_2) \sqrt{2R_1 R_2 + R_2^2}.$$

Общее количество разрушенного озона в факеле ракетного двигателя и головной ударной волне для сравниваемых вариантов рассмотрим в зоне максимальной концентрации озона на высотах $h = 20...30$ км. Принимаем $L = 10\,000$ м.

Значения расстояния R_1 от среза сопла до диска Маха, радиуса R_2 головной ударной волны и объема V возмущенной области пространства для $h = 25$ км представлены ниже:

Параметр	РД-276	РД-191	РД-0120
$R_1, \text{ м}$	14,65	15,60	15,73
$R_2, \text{ м}$	4,76	5,07	5,11
$V, \text{ м}^3$	15 158,5	18 357,6	18 761,5

Абсолютное содержание озона на высоте $h = 20...30$ км составляет 142,6 ДЕ (единица Добсона) [5].

Плотность озона согласно [5]

$$\begin{aligned} \rho_{oz} &= 21,41 \text{ ДЕ / км} = \\ &= 21,41 \frac{142,6}{10} = 305,31 \text{ мкг / м}^3. \end{aligned}$$

Рассчитанная масса разрушенного озона в головной ударной волне и факеле ракетного двигателя для рассматриваемых ДУ на высоте $h = 20...30$ км представлена ниже:

Параметр	РД-276	РД-191	РД-0120
$M_{oz}, \text{ г}$	1192,14	1355,73	1374,30

Разрушение озона продуктами сгорания КРТ. Химический механизм разрушения озона связан с воздействием на озон продуктов сгорания КРТ при работе ДУ.

Результаты расчетов изменения содержания озона под действием окислов азота и водяного пара показывают [5], что может быть получено как уменьшение, так и увеличение общего содержания озона в зависимости от принятого набора констант скорости реакций. Это еще раз подтверждает недостаточность имеющихся знаний о фотохимических процессах в атмосфере и

ненадежность прогнозов, сделанных в результате расчетов на моделях.

Ненадежность оценок разрушения озона обусловлена как недостатком данных о содержании примесей в стратосфере и процессах, протекающих в ней, так и сложностью моделей, учитывающих все существенные факторы (динамику, фотохимию, радиацию), и используемыми в них упрощениями. Сегодня нельзя уверенно сказать о возможном знаке изменения содержания озона под действием тех или иных примесей, поскольку не получили убедительного объяснения противоречащие всем существующим теориям факты увеличения содержания озона при повышении концентрации в стратосфере водяного пара, или об отсутствии изменений в содержании озона под действием окислов азота, образующихся при ядерных взрывах [5].

Учитывая степень воздействия работы ДУ на озоновый слой, будем рассматривать только разрушение озона в головной ударной волне и факеле ракетного двигателя (физический механизм разрушения озона).

Вместе с тем согласно общепризнанной теории оценка вкладов различных циклов в глобальное разрушение стратосферного озо-

на, проведенная Джонстоном, показала, что около 1,2 % образующегося озона поступает в тропосферу, 17 % разрушается по кислородному циклу, 11 % – по водородному, остальные 70 % – по азотному. Близкие значения были получены Тальрозе с сотрудниками: 17 % озона разрушается по кислородному циклу, 9 % – по водородному, 70 % – по азотному [5]. Аналогичные значения приводятся и другими авторами.

Масса двигателя (сухого) и масса выбросов парниковых газов при работе рассматриваемых ДУ приведены ниже:

Тип ДУ	Масса двигателя (сухого), кг	M_{CO_2} , кг/с
РД-276	1120	198,57
РД-0120	2200	183,12
РД-0120	3450	–

Комплексная сравнительная оценка экологической безопасности ДУ на различных компонентах ракетного топлива

Результаты сравнительной оценки экологической безопасности ДУ по свертке выбранных частных показателей результатов воздействия эксплуатации ДУ представлены в табл. 6 и на рис 2.

Таблица 6

Результаты оценки экологической безопасности ДУ

Безразмерный показатель воздействия ДУ на окружающую среду	Значение «весовых» коэффициентов C_i	Тип двигателя		
		РД-276	РД-191	РД-0120
По суммарной объемной эквивалентной токсичности выбросов загрязняющих веществ в атмосферу в процессе работы ДУ	0,4	0,0017	0,0057	0,0003
По массе озона, разрушаемого при единичном пуске на высоте максимального содержания озона ($H = 20...30$ км)	0,2	0,0946	0,0715	0,0569
По массе выбрасываемых в атмосферу в одном пуске РН парниковых газов		0,0158	0,0097	0
По материалоемкости ДУ (сухой)		0,0888	0,1160	0,1429
Комплексный показатель $\hat{R}(X) = \sum_{i=1}^m \hat{C}_i f_i(X)$		0,2009	0,2029	0,2001

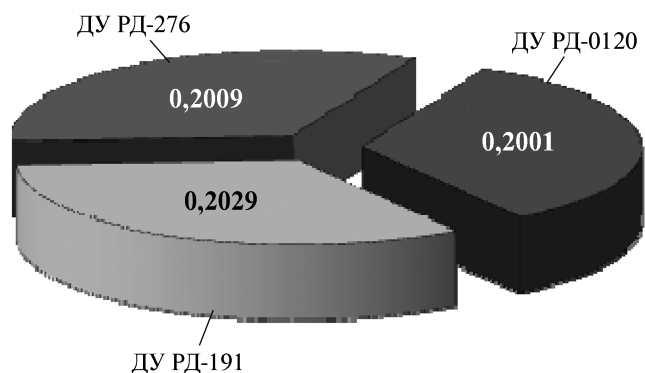


Рис. 2. Комплексный показатель $\hat{R}(X)$ сравнительной оценки экологической безопасности ДУ

Комплексная сравнительная оценка экологической безопасности работы рассматриваемых ДУ показывает, что для выбранных частных показателей воздействия ДУ на окружающую среду с учетом принятых значений «весовых» коэффициентов воздействие $R(X)$ практически одинаково.

В настоящее время на этапе наземной подготовки полета можно значительно снизить техногенное воздействие на окружающую среду, например, за счет процессов нейтрализации паров и промстоков токсичных горючего и окислителя с помощью поглотителей, дожигания горючего в специальных аппаратах и т. д.

На этапе выведения космических аппаратов на орбиту существует ряд экологических проблем. Прежде всего это загрязнение атмосферы продуктами сгорания компонентов ракетного топлива. На экологическое состояние всех слоев атмосферы основное влияние оказывают продукты сгорания, состав которых определяется компонентами топлива. Кроме того, в стратосфере полет ракеты связан с проблемой разрушения озонового слоя.

В ионосфере антропогенное воздействие прохождения ракеты проявляется в понижении плотности электронов вблизи следа ракеты. Понижение плотности электронов – это результат взаимодействия паров воды, находящейся в продуктах сгорания КРТ, с ионосферной плазмой.

Внедрение цифровых систем управления полетом для РН «Протон-М» с ДУ РД-276, а также способность гептила при сгорании образовывать простые безвредные вещества в сочетании с накопленным опытом его безопасной эксплуатации позволяют компенсировать последствия, связанные с токсичностью этого компонента. Результаты сравнительной оценки экологической безопасности ДУ показали, что уровень воздействия на окружающую среду при работе двигателей на гептиле, УВГ и водороде сопоставимы.

Жидкостные ракетные двигатели будут востребованы еще очень долго, потому что никакая другая техника не в состоянии более надежно и экономично поднять груз с Земли и вывести его на околоземную орбиту. Они более безопасны с точки зрения экологии по сравнению с твердотопливными ДУ. Выбор компонентов топлива ЖРД предопределяет многие детали конструкции двигателя и последующие технические решения. При этом учитываются назначение двигателя и ракеты, на которой он устанавливается, условия их функционирования, технологии производства, хранения, транспортировки к месту старта и т. п.

Библиографический список

1. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей / под ред. академика В.П. Глушко. М.: Машиностроение, 1980. 536 с.
2. Владимиров А.В., Иванов В.Л., Борисенко В.Д. Эффект снижения уровня техногенного воздействия запусков РКН «Протон-М» за счет применения цифровой системы управления полетом // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2018. № 1. С. 8 – 16.
3. Владимиров А.В., Иванов В.Л., Борисенко В.Д., Хмельщиков М.В. Экологические аспекты техногенного воздействия при возникновении аварийных ситуаций в процессе эксплуатации ракетно-космической техники // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2019. № 2. С. 15 – 23.
4. Владимиров А.В. Некоторые аспекты обеспечения безаварийной эксплуатации ракетно-космической техники: Научно-технические разработки ОКБ-23 – КБ «Салют». Вып. 1 / под общ. ред. Ю.О. Бахвалова. М.: Воздушный транспорт, 2006. С. 272 – 293.
5. Петров С.П., Хргиан А.Х. Современные проблемы атмосферного озона. Л.: Гидрометеиздат, 1980. 154 с.

УДК 629.76

Аспекты совместной деятельности ФГУП «НПО «Техномаш» и ФКП «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности»

Г.Л. Усов, А.В. Кологов

E-mail: genrihus@mail.ru; Kologoff@mail.ru

Рассказано о совместной деятельности Научно-производственного объединения «Техномаш» и Федерального казенного предприятия «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности» по ряду вопросов обработки и анализа процессов в газожидкостных системах при стендовых испытаниях установок с жидкостным ракетным двигателем.

Ключевые слова: *стендовые испытания; бак; давление; температура; газовая подушка; заправка.*

G.L. Usov, A.V. Kologov. Aspects of Joint Activity of the Enterprises NGO Technomash and Research and Test Centre of Rocket and Space Industry

Data about joint activity NGO Technomash and SIC RCP on some question of processing and the analysis of processes in gazo-liquid systems are presented at bench tests of installations with the liquid rocket engine.

Keywords: *bench tests; tank; pressure; temperature; gas pillow; refuelling.*

О борудование стендовой базы ФКП «НИЦ РКП» позволило провести обширные и достоверные исследования взаимосвязи и поведения параметров в топливных баках и системах подачи компонентов топлива к двигателям изделия И1А1С ракеты «Ангара» при «холодных» и огневых стендовых испытаниях. При этом порядок обработки и анализа результатов работы пневмогидравлических систем изделия осуществлялся по методикам, разработанным ФГУП «НПО «Техномаш» при участии специалистов ФКП «НИЦ РКП» и ГКНПЦ имени М.В. Хруничева. Эти методики были утверждены руководством указанных организаций и согласованы с заказчиком. При проведении стендовых испытаний в соответствии с этими методиками существует возможность отслеживать и оценивать следующие процессы и параметры:



УСОВ

Генрих Леонидович – ведущий научный сотрудник Научно-производственного объединения «Техномаш», доцент, кандидат техн. наук



КОЛОГОВ

Андрей Владимирович – начальник отделения Научно-производственного объединения «Техномаш»

параметры внутрибаковых процессов и гидродинамических характеристик систем подачи топлива как на стационарных, так и на переходных режимах;

процессы и параметры в системах дренажа;
процессы в баках и магистралях циркуляции при проведении операции «газлифт» для

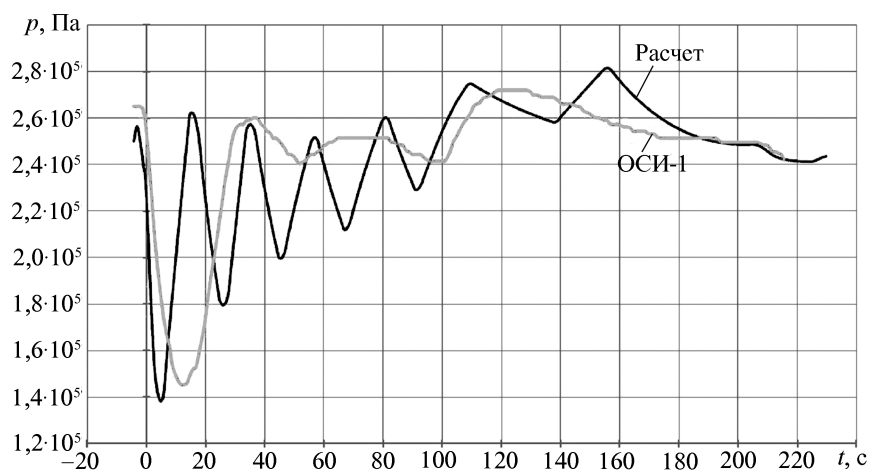


Рис. 1. Давление в газовой подушке бака кислорода

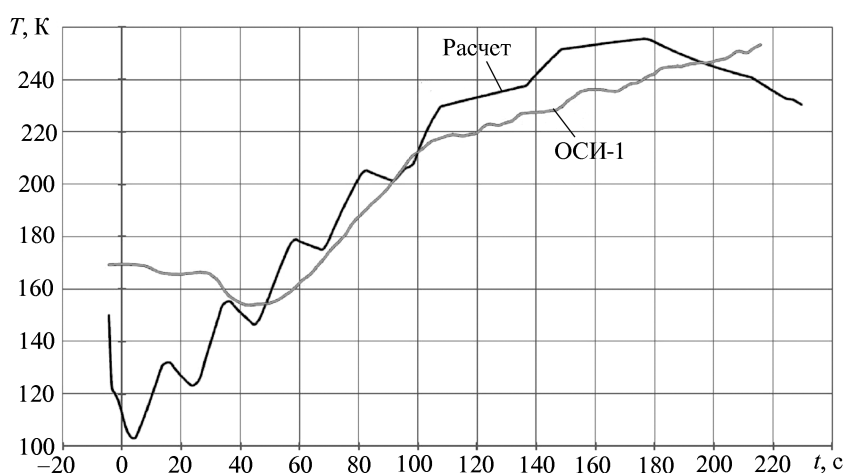


Рис. 2. Температура газа в свободном объеме бака кислорода

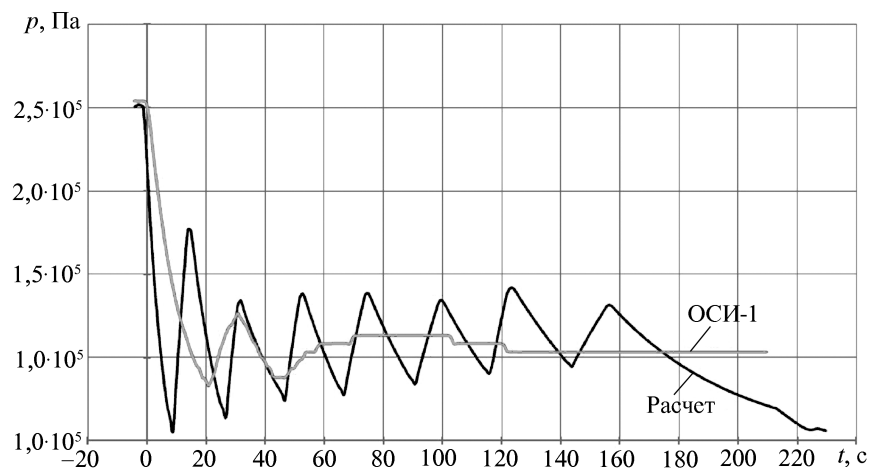


Рис. 3. Давление в свободном объеме бака горячего

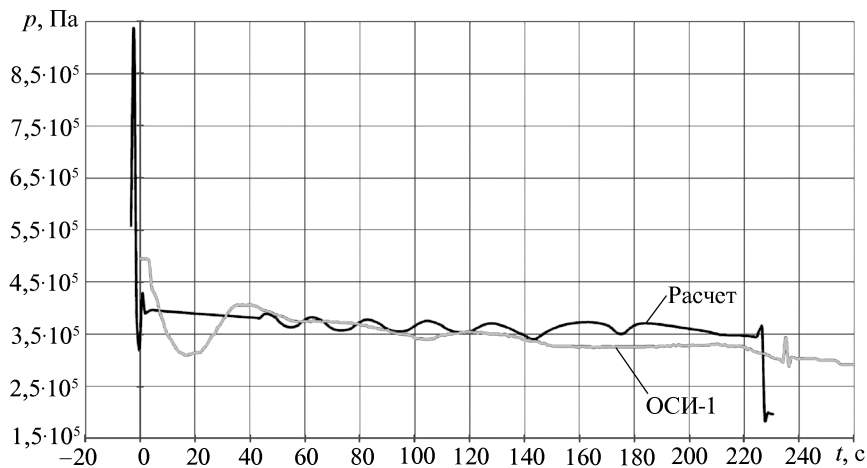


Рис. 4. Давление в газовой полости демпфера

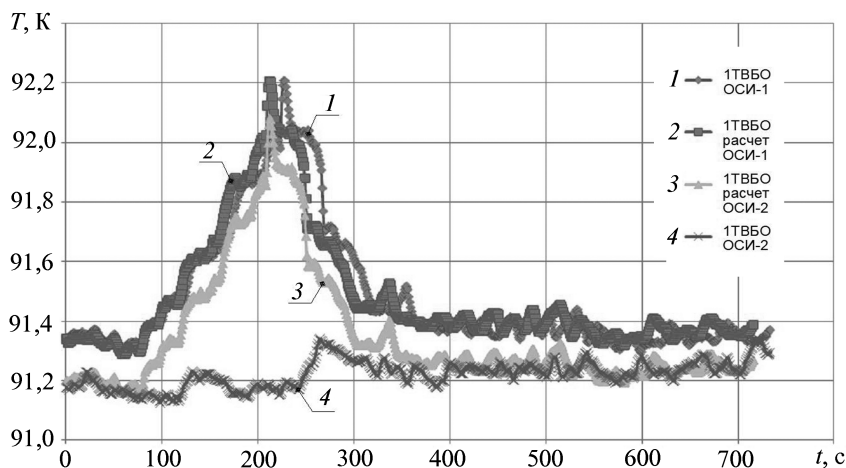


Рис. 5. Расчетные и измеренные значения температуры (1ТВБ0) кислорода на выходе из бака при проведении предстартовой подготовки на испытаниях ОСИ-1, ОСИ-2

обеспечения заданного теплового режима двигателя перед его запуском;

взаимовлияние параметров в жидкостной и газовой полостях демпфера и в жидкостной полости магистрали питания при использовании демпфера проточного типа.

Результаты расчетов и данные огневых испытаний ОСИ-1 изделия И1А1С приведены на рис. 1 – 5.

В результате совместной деятельности специалистов ФГУП «НПО «Техномаш» и ФКП «НИЦ РКП» разработан «Способ регулирования режима работы жидкостной ракетной дви-

гательной установки» (патент 2499906 РФ от 25.05.2012 г.).

При проведении опытно-конструкторских работ «Гидроген–Техномаш» по техническому заданию ФКП «НИЦ РКП» № 110.005-14ТЗ специалистами НПО «Техномаш» разработаны математические модели и программно-математическое обеспечение в рамках информационного обеспечения технологии заправки и подготовки к запуску изделий с ЖРД. Они могут быть использованы при исследовании процессов заправки баков с криогенными компонентами топлива и подготовки к запуску (захолаживание магистралей).



КОРОТАЕВСКИЙ
Александр Петрович –
ведущий специалист
Научно-испытательного
центра ракетно-космической
промышленности,
кандидат техн. наук

Проблемы создания средств натурального нагружения гидродомкратов-тормозов при стендовых испытаниях

А.П. Коротаевский

E-mail: gnutik2005@mail.ru

Рассмотрены вопросы создания стенда и пневмогидравлического нагружающего устройства для испытаний гидродомкратов-тормозов. Показана возможность обеспечения натуральных или наперед заданных условий нагружения гидродомкратов-тормозов, короткоходовых гидродомкратов и буферов малой и средней мощности по кинематическим, динамическим и силовым параметрам.

Ключевые слова: стартовый комплекс; гидродомкрат-тормоз; стенд; испытания; натурное нагружение.

A.P. Korotaevsky. Problems of Creating Full-Scale Loading Means Hydraulic Jacks-Brakes During Bench Tests

The issues of creating a stand and a pneumo-hydraulic loading device for testing hydraulic jacks-brakes are considered. The possibility of providing full-scale or pre-specified loading conditions for hydraulic jacks, brakes, short-stroke hydraulic jacks and buffers of small and medium power in terms of kinematic, dynamic and power parameters is shown.

Keywords: launch complex; hydraulic jack brake; stand; tests; full-scale loading.

В состав стартовых комплексов (СК) входят нижние кабельные мачты (НКМ) и устройства направляющие (УН). Во время старта эти элементы отводятся от ракеты-носителя, поворачиваясь относительно своих осей вращения под действием вращающего момента от собственной массы, что обеспечивает уменьшение воздействия высокотемпературных струй работающих двигателей на элементы конструкции и штатное оборудование, установленное на этих элементах. Приведение НКМ и УН в рабочее положение и защита от ударных нагрузок на конечных участках их перемещения при отбросе от ракеты-носителя обеспечивается гидродомкратами-тормозами (ГДТ), которые снижают пиковые воздействия усилия за счет поглощения и рассеивания энергии рабочей жидкостью.

Угловые скорости поворота отводимых от ракеты элементов стартового комплекса к моменту прихода их в исходное положение снижаются до безопасных для этих элементов значений благодаря взаимодействию их с ГДТ, работающими в режиме торможения. Максимальные усилия,

создаваемые ГДТ при работе в режиме торможения, достигают 10...20,5 тс при рабочем ходе подвижной части ГДТ относительно опоры 268...575 мм и максимальной скорости ее перемещения 0,48...0,72 м/с. Принцип действия ГДТ НКМ и УН одинаковый, их конструкции отличаются друг от друга лишь размерами отдельных равнозначных элементов.

Работы по обеспечению испытаний ГДТ НКМ и УН выполнены в основном в 2001 – 2006 гг., так как создание стартовой системы (СС) Гвианского космического центра (ГКЦ) предполагало проведение полномасштабных стендовых испытаний комплекта ГДТ. Было принято техническое решение о создании специализированного стенда ИС-01.03 для отработки ГДТ, позволяющего проводить испытания изделий при условиях, приближенных к натурным.

В 2008 г. на стенде ИС-01.03 был испытан комплект ГДТ СС ГКЦ в соответствии с техническими условиями [1]. Способ испытаний ГДТ на стенде ИС-01.03 защищен патентом [2]. Кроме того, была решена задача нагрева до +80 °С и термостатирования при указанной температуре испытываемых ГДТ и рабочей жидкости непосредственно на стенде ИС-01.03 [3].

В 2010 – 2011 гг. было доработано нагружающее устройство стенда ИС-01.03 в целях увеличения его инерциальных характеристик путем установки дополнительного рычага в верхней части маятника с комплектом грузов [4]. При этом момент инерции маятника увеличился до 51,0 т·м², число комбинаций грузов в верхней и нижней корзинах достигло 88.

Тем не менее натурные условия нагружения при испытаниях ГДТ («Союз-2», этап 1В) даже с использованием доработанного маятника не достигаются (момент инерции УН с установленным на нем оборудованием равен 90,6 т·м²). В связи с этим потребовалось решение оптимизационной задачи для расчета начального положения маятника в целях минимизации погрешностей нагружения по давлению рабочей жидкости, максимальной скорости перемещения ускорительной головки и энергоемкости процесса нагружения с последующей коррек-

тировкой ТУ на испытания. Разработано необходимое методическое, алгоритмическое и программное обеспечение [5].

Комплект ГДТ УН был испытан в ФКП «НИЦ РКП» в 2012 г. Для проведения испытаний ГДТ при повышенных и пониженных температурах была создана гидравлическая система [6].

Исследования характеристик нагружения ГДТ на стенде ИС-01.03, а также практические результаты испытаний ГДТ СС ГКЦ и ГДТ УН выявили ряд неустраняемых недостатков стенда:

маятниковое нагружающее устройство стенда ИС-01.03 не обеспечивает натурные условия нагружения испытываемых ГДТ в силу своих конструктивных особенностей, что вызвало необходимость разработки способа испытаний ГДТ [2] для удовлетворения режимов нагружения [1]. Модернизированное нагружающее устройство [4] стенда ИС-01.03 позволяет существенно приблизить условия стендового нагружения к натурным за счет увеличения момента инерции маятника при одновременном уменьшении его статического момента. Заметим, однако, что проблема соответствия стендовых условий нагружения натурным для ГДТ других типоразмеров (например, ГДТ СК «Союз-2», этап 1В) не решена;

условия нагружения ГДТ на стенде ИС-01.03 при испытаниях в режиме торможения определяются начальным углом поворота маятника и массой установленных грузов в корзинах. После срабатывания замка удерживающего устройства никаких способов воздействия на движущийся маятник (масса до 9,2 т, момент инерции до 51,0 т·м², угловая скорость перемещения до 0,832 1/с), в том числе и по соображениям безопасности, нет;

значительные затраты времени с высокой долей ручного труда при установке грузов в нижнюю корзину маятника и корзины – в рабочее положение.

Таким образом, для обеспечения испытаний ГДТ и аналогичного по классу силового гидравлического оборудования возникла задача создания специализированного стенда.

Предъявляются следующие основные требования к стенду. Специализированный стенд для отработки ГДТ, короткоходовых гидродомкратов и буферов малой и средней мощности и пневмогидравлический комплекс (ПГК) должны обеспечивать нагружение испытываемого силового гидрооборудования, соответствующее натурному (или наперед заданному) нагружению изделий. Стенд предназначен для испытаний как существующих, так и перспективных моделей силового гидропневмооборудования. Стенд и ПГК должны иметь технические возможности для выполнения режимов испытаний, нереализуемых или труднореализуемых на стенде ИС-01.03. Испытания ГДТ, короткоходовых гидродомкратов и буферов малой и средней мощности могут проводиться при нормальных, пониженных ($-40\text{ }^{\circ}\text{C}$) и повышенных ($70\text{ }^{\circ}\text{C}$) температурах. Управление процессом испытаний должно осуществляться в автоматическом режиме с использованием персонального компьютера (ПК).

Схема стенда для испытаний ГДТ, гидродомкратов и буферов малой и средней мощности приведена на рис. 1 в конфигурации для испытаний ГДТ НКМ.

Основание стенда 13 установлено горизонтально на опорах, закрепленных на силовом полу испытательного зала. На основании 13 жестко закреплен силовой каркас 12, на котором расположены узел крепления 10 испытываемого ГДТ 9, кронштейны 11 для установки подшипников оси узла подвески 6 и шарнирные узлы крепления вилки 15. Узел подвески 6 образован осью и рычагами 5 и 7. На периферийном конце рычага 7 закреплен силовой узел, содержащий боек и проушины для крепления штока 14 нагружающего гидроцилиндра 3 посредством оси. На периферийном конце рычага 5 расположен цилиндрический шарнир крепления тяги 8, которая вторым концом шарнирно соединена с кольцом цилиндра испытываемого ГДТ 9. Вилка 15 содержит узел крепления гидроцилиндра 3 и устройство позиционирования вилки 16, состоящее из ходового винта, его привода и талрепов. Подшипниковый узел

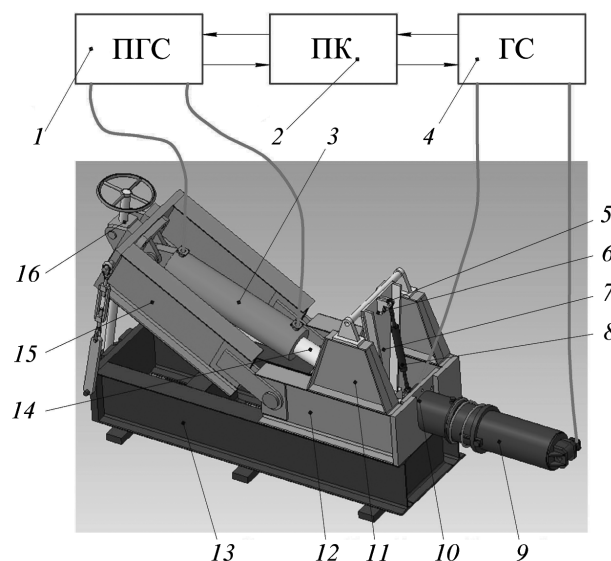


Рис. 1. Схема стенда для испытаний ГДТ

крепления ходового винта закреплен на плите основания 13.

Стенд целесообразно укомплектовать разгрузочным устройством в виде регулируемого упругого элемента, которое при возможности поворота гидроцилиндра 3 в вертикальной плоскости уравнивает весовую нагрузку гидроцилиндра 3 и штока 14, уменьшая тем самым изгибающий момент на гидроцилиндре и штоке, и существенно облегчает монтажные и установочные работы на стенде.

Пневмогидравлический комплекс стенда, управляющий испытываемым ГДТ 9 и гидроцилиндром 3, состоит из двух автономных систем 1 и 4.

Пневмогидросистема (ПГС) 1 нагружающего гидроцилиндра 3 соединена рукавами высокого давления с рабочей полостью гидроцилиндра 3 и его штоковой полостью и обеспечивает перемещение штока 14 гидроцилиндра 3 с заданной скоростью как в режиме динамического нагружения, так и в режиме имитации подъема/опускания НКМ (УН) при циклическом нагружении.

Гидросистема (ГС) 4 испытываемого ГДТ соединена рукавами высокого давления с дренажным отверстием цилиндра ГДТ и с узлом подвода давления.

ПК 2 обеспечивает управление системами 1 и 4.

Эскиз стенда для испытаний ГДТ, короткоходовых гидродомкратов и буферов малой и средней мощности при натуральных условиях нагружения с основными размерами приведен на рис. 2. Конструкция стенда обеспечивает натурные условия нагружения для всех существующих типоразмеров ГДТ, включая стартовые системы космодромов Куру и Восточный.

Расположение испытываемых ГДТ на стенде удобно для их монтажа/демонтажа, обслуживания и подключения трубопроводов ГС. Следует отметить, что практически вся поверхность кожуха ГДТ на стенде находится в свободном доступе (консольно), что существенно облегчает монтаж теплоизолирующих кожухов и обеспечивает проведение испытаний ГДТ при повышенных и пониженных температурах. Предлагаемый вариант стенда имеет существенно меньшие габаритные размеры и массу по сравнению с существующим стендом для испытаний ГДТ ИС-01.03.

ПГК стенда состоит из двух гидравлически не связанных систем (рис. 3). Испытываемый ГДТ 14 и нагружающий гидроцилиндр 18 установлены на силовой раме стенда. Фиксация цилиндра 15 в вертикальной плоскости обеспечивается узлом подвески 16. Узел подвески передает усилия со стороны штока 17 гидроцилиндра 18 на цилиндр 15 ГДТ и обратно.

ПГС нагружающего устройства образована емкостью высокого давления 25, емкостью низкого (атмосферного) давления 3, шестеренным насосом 24, предохранительным 23 и обратным 19 клапанами, регулятором расхода 21, регулируемым дросселем 22, фильтром 20, запорными органами и трубопроводами обвязки.

Сжатый воздух высокого давления в газовой полости емкости высокого давления 25 обеспечивает энергией испытания ГДТ в режиме торможения (ударное нагружение). Необходимая скорость перемещения штока 17, а значит, и скорость перемещения цилиндра 15 ГДТ 14 при ударном нагружении задаются регулятором расхода 21. Шестеренный насос высокого давления 24 осуществляет возвратно-поступательное движение штока 17 при выполнении монтажных и установочных работ, а также при обратном ходе цилиндра ГДТ в случае испытаний ГДТ на циклическое нагружение. Фильтр 20 проводит очистку рабочей жидкости от продуктов износа движущихся частей гидроцилиндра 18. Предохранительный клапан 23 ограничивает давление рабочей жидкости на выходе из насоса 24 при чрезмерном загрязнении фильтра 20. Обратный клапан 19 обеспечивает движение рабочей жидкости в одном (прямом) направлении, фиксируя при выключении насоса 24 движущиеся части гидроцилиндра 18 и ГДТ

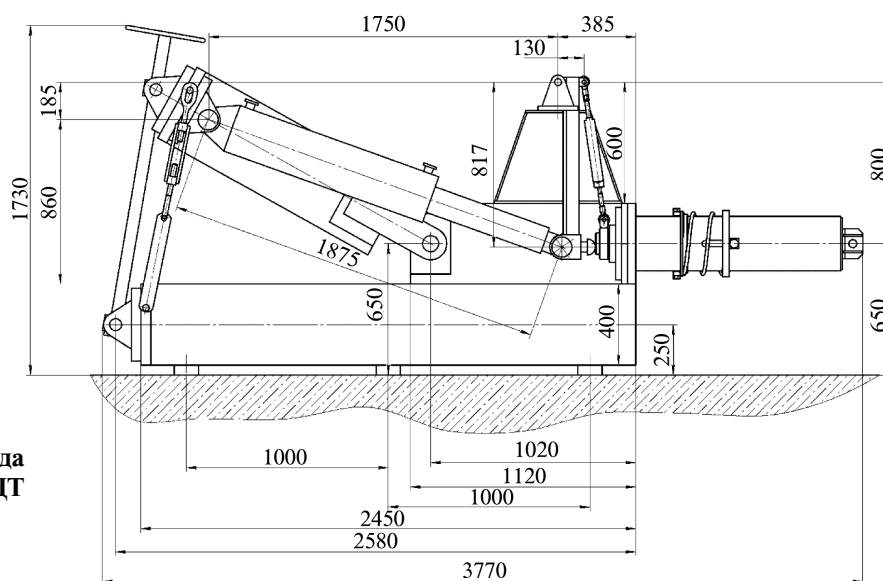


Рис. 2. Эскиз стенда для испытаний ГДТ

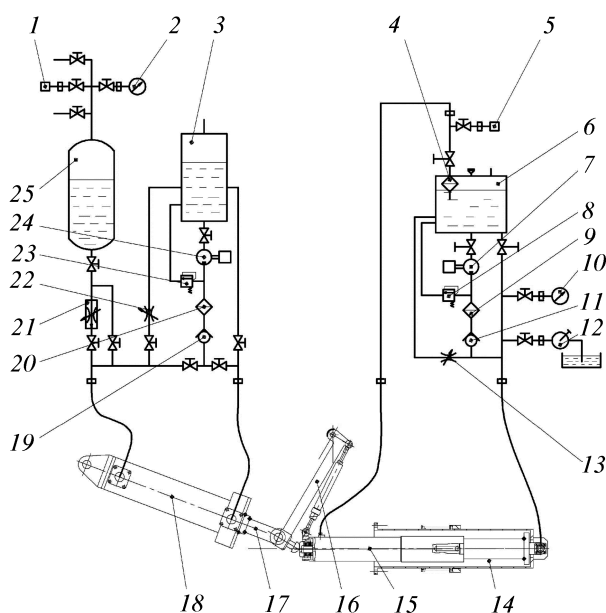


Рис. 3. Схема пневмогидравлического комплекса

в достигнутом положении. Регулируемый дроссель 22 задает необходимое давление рабочей жидкости в рабочей полости гидроцилиндра 18 при выполнении прямого хода испытаний ГДТ на циклическое нагружение. Давление воздуха в воздушной полости емкости высокого давления 25 контролируется манометром 2 и датчиком давления 1. Рукава высокого давления соединяют ПГС с рабочей и штоковой полостями гидроцилиндра 18.

Элементы ПГС и содержащаяся в них рабочая жидкость работают при температуре окружающей среды. Запорно-регулирующая арматура и шестеренный насос, входящие в состав ПГС, – электроприводные и работают под управлением ПК.

В состав ГС ГДТ входит емкость 6 с рабочей жидкостью. Дренажное отверстие ГДТ 14 соединено рукавом высокого давления и трубопроводом, на котором установлены вентиль, сливной фильтр 4 и датчик давления 5 с емкостью 6, которая соединена напорным трубопроводом, на котором установлены вентиль, шестеренный насос высокого давления 7, фильтр 9 и обратный клапан 11, через теплоизолированный рукав высокого давления с рабочей полостью ГДТ 14. Производительность насоса 7 обеспечивает

перемещение цилиндра 15 ГДТ 14 с заданной в ТУ на испытания скоростью.

Кроме того, к выходу обратного клапана 11 подсоединены два трубопровода, соединенные с емкостью 6, на одном из которых установлен дроссель 13, а на втором – вентиль, манометр 10 и ручной насос высокого давления 12, соединенный с дополнительной емкостью с рабочей жидкостью. Защита элементов ГС и испытываемого ГДТ по максимальному давлению осуществляется предохранительным клапаном 8.

Движение жидкости в прямом направлении и защита насоса высокого давления 7 при испытаниях на качество торможения обеспечивается обратным клапаном 11; величина расхода (и давления) рабочей жидкости – регулируемым дросселем 13. Давление в ГС при опресовке элементов ГС и испытываемого ГДТ, а также при определении давления страгивания цилиндра 15 ГДТ создается с помощью ручного насоса 12 и контролируется по показаниям манометра 10.

Элементы ГС и трубопроводы их обвязки (за исключением вентиля и датчика давления 5) помещены в теплоизолированный кожух. Испытываемый ГДТ 14 также закрыт теплоизолированными кожухами, причем кожух со стороны выдвигающегося цилиндра 15 выполнен быстроразъемным.

Кожухи снабжены горловинами для соединения с источником подачи горячего или холодного воздуха, обеспечивающего нагрев рабочей жидкости и элементов ГС и ГДТ до температуры $(70 \pm 2)^\circ\text{C}$ и охлаждение до температуры $(-40 \pm 2)^\circ\text{C}$, и дренажными горловинами.

Электродвигатель привода насоса 7, а также штурвалы вентиляей выведены за пределы теплоизолированного кожуха. Запорно-регулирующая арматура и шестеренный насос 7 электроприводные и работают под управлением ПК.

Пневмогидравлический комплекс обеспечивает силовое и динамическое соответствие стендового нагружения натурному или заданному в ТУ на испытания.

Стенд комплектуется датчиками линейных и угловых перемещений, регистрирующими

перемещение штока 17 относительно корпуса гидроцилиндра 18, перемещение цилиндра 15 относительно его оси вращения в правом торце кожуха ГДТ 14 и поворот рычага узла подвески 16 относительно вертикального положения. Комплект датчиков давления и перемещения совместно со вторичной аппаратурой образует информационно-измерительную систему стенда, работающую под управлением ПК.

Предложенный вариант стенда для испытаний ГДТ вместе с ПК, ПК и программно-математическим обеспечением позволяет провести следующие работы:

- осуществить монтаж/демонтаж испытываемого ГДТ и соответствующего испытываемому типоразмеру ГДТ узла подвески;

- удалить воздух из элементов ГС и внутренних полостей испытываемого ГДТ;

- опрессовать ГДТ и ГС стенда;

- определить давление страгивания цилиндра ГДТ относительно его поршня;

- испытать ГДТ на циклическое нагружение при нормальных, пониженных и повышенных температурах;

- испытать ГДТ на качество торможения при нормальных, пониженных и повышенных температурах;

- осуществить запись, хранение, воспроизведение и математическую обработку результатов измерений физических параметров в соответствии с требованиями ТУ на испытания ГДТ;

- защитить испытательное оборудование и испытываемый ГДТ от нештатных нагрузок на всех этапах проведения испытаний;

- провести регламентные, ремонтно-восстановительные и модернизационные работы.

Для расчета параметров натурного и стендового нагружений ГДТ было разработано программно-математическое обеспечение (ПМО). Функциональные требования к ПМО системы управления (СУ) стендом:

- функционирование гидравлического комплекса в ручном и автоматическом режимах управления;

- проведение испытаний ГДТ при натуральных условиях нагружения;

- проведение испытаний ГДТ при заданных условиях нагружения;

- расчет характеристик нагружения ГДТ в натурной конструкции;

- численное моделирование процесса стендового нагружения ГДТ;

- контроль и отображение на экране монитора положения запорно-регулирующей арматуры;

- контроль и отображение на экране монитора показаний датчиков давления и перемещения;

- контроль и отображение на экране монитора текущего положения движущихся элементов стенда и испытываемого ГДТ;

- проверка работоспособности запорно-регулирующей арматуры;

- проверка работоспособности датчиков и каналов измерения давления и перемещения;

- защита испытываемого и испытательного оборудования при превышении максимальных значений давления рабочей жидкости и перемещения цилиндра испытываемого ГДТ;

- остановка испытания при нештатной работе каналов измерения давления и перемещения;

- остановка выполняемой операции командой «Отмена»;

- остановки испытания командой «Стоп»;

- приведение элементов стенда, гидравлического комплекса и испытываемого ГДТ в исходные положения для монтажа/демонтажа испытываемого ГДТ и для начала испытаний.

Программно-математическое обеспечение СУ имеет дружественный пользователю интерфейс, основанный на использовании системы меню, информационных и диалоговых окон. Выполнение этого требования предполагает формализацию технологических процессов путем разбиения их на элементарные операции (типа «закрыть кран», «включить насос» и т.п.), которые выполняются оператором ПК путем инициирования соответствующих кнопок на экране монитора либо автоматически ПК под управлением ПМО СУ.

Математическая модель нагружения ГДТ в натурной конструкции разработана на основании расчетной схемы, представленной на рис. 4 для ГДТ НКМ. Расчетные схемы для других типоразмеров ГДТ аналогичны и отличаются

ся размерами элементов ГДТ, узла подвески и характеристиками взаимодействующего с ГДТ оборудования.

Введем прямоугольную декартову систему координат OXY , расположив ее начало в центре оси вращения НКМ (см. рис. 4). Положительным направлением углов, определяющих положение характерных точек и элементов конструкции НКМ, считаем направление по часовой стрелке; отсчет углов производится от оси OY .

В качестве исходного положения элементов ГДТ и взаимодействующего с ним оборудования СК примем положение, при котором перемещение цилиндра отсутствует; при этом НКМ (УН) отведена от борта ракеты-носителя (РН). Конечное положение характеризуется максимально выдвинутым положением цилиндра ГДТ; при этом НКМ (УН) пристыкована к борту РН. В предупредном положении НКМ (УН) пристыкованы к борту РН, а цилиндр ГДТ отведен от максимально выдвинутого положения внутрь кожуха за счет воздействия возвратной пружины.

Механизм взаимодействия элементов ГДТ и НКМ (УН) при подъеме/опускании и в активной

фазе торможения заключается в следующем. При выдвигении цилиндра с ускорительной головкой происходит поворот НКМ (УН) относительно оси вращения. При этом шаровая поверхность бойка перекачивается по плоскости подушки ускорительной головки, что приводит к смещению точки контакта E в вертикальном направлении от первоначального (исходного) положения. Кроме того, при повороте НКМ (УН) происходит смещение точки F . Усилие трения в месте контакта превосходит усилие пружины тяги подвески, поэтому расстояние FG при нагружении изменяется.

Если после прихода элементов ГДТ и НКМ (УН) в конечное положение будет выполнен их возврат в исходное положение, местоположение характерных точек восстановится. В случае же перевода элементов ГДТ и НКМ (УН) в предупредное положение между бойком и подушкой ускорительной головки образуется зазор, и при отсутствии трения между этими элементами под воздействием штатной пружины восстанавливается первоначальный размер тяги F_0G_0 . Торможение НКМ (УН) из предупредного положения выполняется с начальным значением размера F_0G_0 , которое при повороте НКМ (УН) изменяется за счет трения между бойком и поверхностью ускорительной головки. Изменение размера FG начинается после того, как плоскость торца веретена ГДТ совпадет с плоскостью отверстия кольца регулирующего.

Характерные точки и размеры:

O – центр оси вращения НКМ (УН), начало системы координат;

A – центр оси крепления цилиндра ГДТ к кожуху;

C – центр масс НКМ (УН);

D – центр сферической поверхности бойка;

E – точка контакта бойка с плоскостью подушки ускорительной головки;

F – центр оси крепления тяги к НКМ (УН);

G – центр оси крепления тяги к проушине кольца цилиндра ГДТ;

U – центр подушки ускорительной головки;

l_0 – расстояние по оси цилиндра ГДТ от точки A до центра подушки ускорительной головки

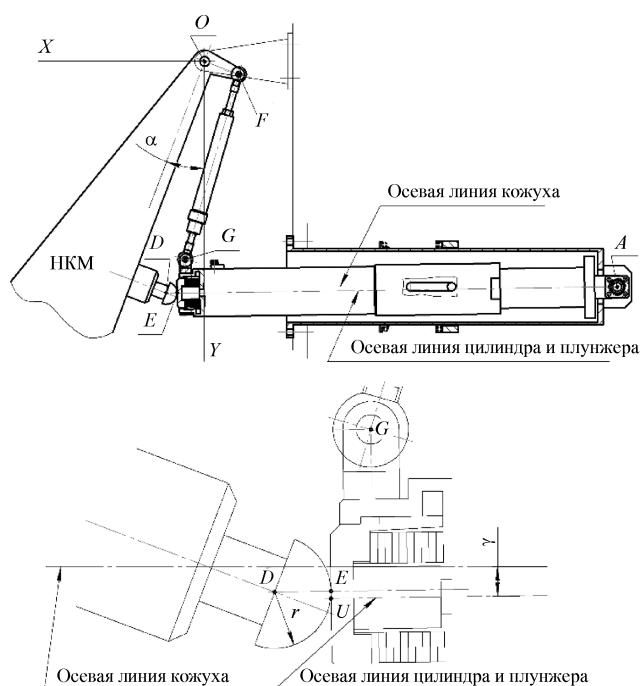


Рис. 4. Расчетная схема нагружения ГДТ в натурной конструкции

в исходном положении с полностью выдвинутой подушкой ускорительной головки;

FG – расстояние между центрами осей крепления тяги к НКМ (УН) и проушине кольца цилиндра ГДТ;

OF – расстояние между центром оси вращения НКМ (УН) и центром оси крепления тяги к НКМ (УН);

f_1 – расстояние между продольной осевой линией цилиндра ГДТ и центром оси крепления тяги к проушине кольца цилиндра ГДТ;

f_2 – расстояние между точкой A и перпендикуляром, проведенным через центр оси крепления тяги к проушине кольца цилиндра ГДТ, к продольной осевой линии цилиндра ГДТ;

f_3 – расстояние между плоскостью подушки ускорительной головки ГДТ в выдвинутом положении (тарельчатые пружины разжаты) и перпендикуляром, проведенным через центр оси крепления тяги к проушине кольца цилиндра ГДТ, к продольной осевой линии цилиндра ГДТ;

r – радиус сферической поверхности бойка;

α – текущий угол поворота НКМ (УН). В исходном положении $\alpha = 0$;

s – текущее перемещение цилиндра ГДТ. В исходном положении $s = 0$.

Координат характерных точек и перечисленных выше размеров достаточно для описания геометрических характеристик нагружения ГДТ, включая возможность расчета плеч действующих усилий. Все параметры, за исключением положения некоторых точек, могут быть определены из конструкторской документации. Координаты характерных точек определяются углом поворота НКМ (УН) в исходном, конечном, предупредительном и текущем положениях, в момент начала контакта бойка с подушкой ускорительной головки и в начале активной фазы торможения. При этом геометрические параметры нагружения частично определяются аналитически, частично – в результате решения квадратного уравнения или системы двух нелинейных уравнений.

Силовые и геометрические характеристики при подъеме и медленном опускании НКМ (УН) могут быть рассчитаны по уравнениям статики без учета динамических эффектов.

При работе ГДТ в режиме торможения процесс нагружения состоит из нескольких этапов.

На *первом этапе* в натурной конструкции осуществляется свободное вращение НКМ (УН) под воздействием статического момента. Наличие этого этапа обусловлено отводом цилиндра ГДТ в предупредительное положение и созданным при этом зазором между бойком НКМ (УН) и плоскостью подушки ускорительной головки. Изменение угла поворота НКМ (УН) на первом этапе описывается дифференциальным уравнением

$$\frac{d^2\alpha}{dt^2} = \frac{Qr_Q}{J}, \quad (1)$$

где J – момент инерции НКМ (УН) относительно оси вращения; Q – вес НКМ (УН), Н; r_Q – плечо действия весовой нагрузки, м.

Уравнение (1) интегрируется с начальными условиями при времени $t = 0$:

$$\alpha = \alpha_k; \quad \frac{d\alpha}{dt} = 0, \quad (2)$$

где α_k – угол поворота НКМ (УН) в конечном положении.

Условием окончания первого этапа является достижение углом α значения угла α_p , при котором начинается контакт бойка НКМ (УН) с подушкой ускорительной головки.

Второй этап работы ГДТ в режиме торможения соответствует выборке свободного хода цилиндра ГДТ и заканчивается в момент времени, когда плоскость отверстия регулировочного кольца достигнет плоскости торца вершины веретена. В начале этого этапа непосредственно после контакта бойка и подушки ускорительной головки изменение усилия со стороны гидробуфера имеет пикообразный характер, обусловленный необходимостью разгона движущихся частей ГДТ, что сопровождается частичным сжатием тарельчатых пружин ускорительной головки. Гидравлическое сопротивление элементов сливной магистрали невелико, и за счет

усилия пружин ускорительной головки цилиндр ГДТ приобретает скорость, превышающую проекцию линейной скорости точки контакта на осевую линию цилиндра ГДТ. При этом давление рабочей жидкости в рабочей полости ГДТ несколько возрастает, и торможение цилиндра ГДТ будет более интенсивным. Затем боек снова «догоняет» подушку ускорительной головки.

Такое нагружение ГДТ на данном этапе может наблюдаться несколько раз с уменьшением времени разрыва контакта и превышением скорости цилиндра относительно проекции линейной скорости точки контакта на осевую линию цилиндра ГДТ (имеет место ярко выраженное затухание колебательного процесса; как правило, к концу плоскости отверстия регулировочного кольца к плоскости торца вершины веретена боек «прилипает» к подушке ускорительной головки).

Изменение угла поворота НКМ (УН) на втором этапе описывается дифференциальным уравнением

$$\frac{d^2\alpha}{dt^2} = \frac{1}{J}(Qr_{\rho} - P_{ГДТ} r_{ГДТ}), \quad (3)$$

которое интегрируется с начальными условиями для α и $d\alpha/dt$, полученными в конце первого этапа нагружения.

Усилие $P_{ГДТ}$, Н, со стороны ГДТ на рассматриваемом этапе нагружения равно усилию, возникающему за счет сжатия тарельчатых пружин ускорительной головки:

$$P_{ГДТ} = P_y = P_{y0} + C_y \Delta, \quad (4)$$

где P_y – усилие со стороны пружин ускорительной головки, Н; P_{y0} – начальная затяжка пакета тарельчатых пружин, Н; C_y – жесткость пакета тарельчатых пружин, Н/м; Δ – перемещение подушки ускорительной головки относительно цилиндра, м:

$$\Delta = l - l_0 + s. \quad (5)$$

Осевое перемещение цилиндра ГДТ при невыбранном зазоре между подушкой ускорительной головки и опорной поверхностью цилиндра описывается дифференциальным уравнением

$$\frac{d^2s}{dt^2} = \frac{1}{m_{\Pi}}(P_y - P_r), \quad (6)$$

где m_{Π} – масса цилиндра ГДТ в сборе (без подушки ускорительной головки) с учетом приведенной массы рабочей жидкости, содержащейся в рабочей полости ГДТ, внутренних каналах ГДТ и сливном трубопроводе, кг; P_r – усилие, создаваемое избыточным давлением в рабочей полости ГДТ за счет гидравлического сопротивления каналов в конструкции ГДТ и в элементах ГС при выдавливании рабочей жидкости из рабочей полости в расходный бак, Н:

$$P_r = F_{\Pi} p, \quad (7)$$

где F_{Π} – рабочая площадь плунжера ГДТ за вычетом площади регулирующего отверстия, м²; p – давление рабочей жидкости, Па.

Уравнение (6) интегрируется с начальными условиями при $t = t_1$, где t_1 – время окончания первого этапа нагружения, с:

$$\begin{aligned} s &= s_1; \\ \frac{ds}{dt} &= 0. \end{aligned} \quad (8)$$

Давление рабочей жидкости в поршневой полости ГДТ в общем случае получим из условия равенства суммы расходов рабочей жидкости через кольцевое и дополнительные отверстия расходу при перемещении цилиндра:

$$p = \frac{\rho v_{\Pi}^2 F_{\Pi}^2}{2 \left(\frac{F_{\text{д.о}}}{\sqrt{\xi_{\text{д}}}} + \frac{F_{\text{о}} - F_{\text{в}}}{\sqrt{\xi_{\text{к}}}} \right)^2}, \quad (9)$$

где ρ – плотность рабочей жидкости, кг/м³ (850); $v_{\Pi} = ds/dt$ – скорость перемещения цилиндра ГДТ, м/с; $F_{\text{д.о}}$ – площадь дополнительных отверстий, м²; $F_{\text{о}}$ – площадь регулирующего отверстия в плунжере, м²; $F_{\text{в}}$ – текущая площадь поперечного сечения веретена, м² (на рассматриваемом этапе площадь веретена равна 0); $\xi_{\text{д}}$ – коэффициент гидравлического сопротивле-

ния дополнительных отверстий (2,0); ξ_k – коэффициент гидравлического сопротивления кольцевого канала (1,5).

Третий этап работы ГДТ в режиме торможения соответствует выборке хода подушки ускорительной головки и заканчивается в момент времени, когда тарельчатые пружины находятся в сжатом состоянии, при этом торец подвижной части ускорительной головки упирается в днище поршня.

Дифференциальные уравнения (3) и (6), определяющие угол поворота НКМ (УН) и перемещение цилиндра ГДТ, справедливы и для рассматриваемого этапа нагружения и интегрируются с начальными условиями, полученными в конце второго этапа нагружения ГДТ. Определяющие правую часть уравнений значения $P_{ГДТ}$, Δ , P_r , p рассчитываются по зависимостям (4), (5), (7) и (9) соответственно.

На *четвертом этапе* нагружения ГДТ усилие, определяемое перепадом давления на гидравлическом сопротивлении пары «веретено – кольцо регулирующее», больше усилия максимально сжатых тарельчатых пружин. В связи с этим осадка подушки ускорительной головки относительно торца цилиндра равна Δ_r и является максимально возможной. При расчете принято, что при достижении полной осадки ускорительной головки она «прилипает» к торцу цилиндра, и далее они движутся как одно целое до тех пор, пока усилие, определяемое перепадом давления на гидравлическом сопротивлении пары «веретено – кольцо регулирующее», превышает усилие сжатых тарельчатых пружин.

Дифференциальное уравнение (3), определяющее угол поворота НКМ (УН), справедливо и для рассматриваемого этапа нагружения и интегрируется с начальными условиями, полученными в конце третьего этапа нагружения ГДТ. Перемещение цилиндра при этом может быть рассчитано по формуле

$$s = l - l_0 + \Delta_r. \quad (10)$$

Усилие $P_{ГДТ}$ из правой части уравнения (3) определяется перепадом давления на гидравли-

ческом сопротивлении пары «веретено – кольцо регулирующее»:

$$P_{ГДТ} = P_r, \quad (11)$$

где P_r находится из соотношений (7) и (9).

На *пятом этапе* нагружения ГДТ усилие, определяемое перепадом давления на гидравлическом сопротивлении пары «веретено – кольцо регулирующее», меньше усилия полностью сжатых тарельчатых пружин. В связи с этим происходит уменьшение осадки подушки ускорительной головки относительно торца цилиндра ГДТ. Этап заканчивается, когда перемещение подушки ускорительной головки достигнет значения Δ_r .

На *шестом этапе* нагружения ГДТ усилие, определяемое перепадом давления на гидравлическом сопротивлении пары «веретено – кольцо регулирующее», меньше усилия полностью разжатых тарельчатых пружин, и ускорительная головка с цилиндром перемещаются как одно целое. Этап заканчивается, когда НКМ (УН) приходит в исходное положение, т.е. угол поворота $\alpha = 0$.

Математическое описание нагружения ГДТ на шестом этапе аналогично описанию нагружения на четвертом этапе, за исключением зависимости, определяющей перемещение цилиндра:

$$s = l - l_0. \quad (12)$$

Для некоторых типоразмеров ГДТ и сопряженных с ними устройств (НКМ, УН) усилие тарельчатых пружин ускорительной головки на конечных участках перемещения приводит к явлению отскока, после чего происходит повторное нагружение ГДТ. Расчет указанного процесса проводится аналогично трем последним этапам нагружения.

Для рассмотренного выше стенда натурное нагружение определяется скоростью перемещения подушки ускорительной головки, которая может быть получена из рассмотренного расчета нагружения ГДТ в натурной конструкции. Эта скорость задается силовым гидроцилиндром стенда путем изменения расхода рабочей жидкости регулятором расхода в зависимости от перемещения нагружающего штока гидроцилиндра.

В заключение сделаем следующие выводы.

1. Разработана принципиальная схема стенда для испытаний ГДТ, короткоходовых гидродомкратов и буферов малой и средней мощности с пневмогидравлическим нагружающим устройством при натуральных или заданных условиях нагружения. Разработаны расчетные схемы для определения параметров нагружения ГДТ в натурной конструкции и на специализированном стенде с пневмогидравлической системой нагружения. Разработаны математические модели и программное обеспечение, позволяющие получить исчерпывающие кинематические, динамические и силовые характеристики нагружения ГДТ в натурной конструкции и на стенде с механической и пневмогидравлической системами нагружения. Разработанное программное обеспечение использовано при подготовке и проведении испытаний гидродомкратов-тормозов стартовой системы космодрома Восточный.

2. Исследованы технические возможности создания стенда для отработки ГДТ, короткоходовых гидродомкратов и буферов малой и средней мощности при натуральных условиях нагружения. Показано, что разрабатываемый стенд в полной мере будет удовлетворять заявленным техническим характеристикам. Разработаны рекомендации по созданию несущей конструкции стенда, определены ее основные конструктивные параметры. Определены технические характеристики и разработаны рекомендации по созданию ПГК стенда, обеспечивающего проведение отработки ГДТ при натуральных условиях нагружения при нормальных, повышенных и пониженных температурах. Выполнена разработка ПМО СУ.

Библиографический список

1. **SOY 211A4111.** Стартовая система. Технические условия. Часть первая. Изготовление, приемка, испытания, транспортирование и хранение 373ПУ06ТУ. М.: КБОМ, 2007. 158 с.

2. **Пат. 2418202РФ, МПК F15B 19/00 (2006.01), С2.** Способ испытаний гидродомкратов-тормозов стартовых комплексов с имитацией натуральных условий нагружения в режиме торможения / Коротаяевский А.П. Патентообладатель Федеральное казенное предприятие «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности»; заявл. 27.07.2009; опубл. 10.05.2011; приоритет 27.07.2009, Бюл. № 13.

3. **Коротаяевский А.П. GDT_NKM_UN** – программа расчета динамических характеристик нагружения гидродомкратов-тормозов стартовых комплексов в натурной конструкции и на стенде ИС-01.03: Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2011615040 от 29.06.2011.

4. **Пат. 107296РФ, МПК F15B 19/00 (2006.01), U1.** Стенд для испытаний гидродомкратов-тормозов стартовых комплексов при натуральных условиях нагружения / Коротаяевский А.П. Патентообладатель Федеральное казенное предприятие «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности»; заявл. 23.03.2011; опубл. 10.08.2011; приоритет 23.03.2011, Бюл. № 22.

5. **Коротаяевский А.П., Хамидуллин Р.Т. GDT_OPT** – программа расчета и оптимизации режимов нагружения гидродомкратов-тормозов стартовых комплексов на стенде ИС-01.03: Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2011616995 от 08.09.2011.

6. **Пат. 125277РФ, МПК F15B 19/00 (2006.01), U1.** Гидравлическая система стенда для испытаний гидродомкратов-тормозов стартовых комплексов с устройством их нагружения в виде маятника / Коротаяевский А.П. Патентообладатель Федеральное казенное предприятие «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности»; заявл. 24.07.2012; опубл. 27.02.2013; приоритет 24.07.2012, Бюл. № 6.

Журнал зарегистрирован в Государственном комитете Российской Федерации по печати. Свидетельство о регистрации № 017751 от 23.06.98. Учредитель: ООО «Машиностроение-Полет»

Перепечатка материалов Общероссийского научно-технического журнала «Полет» возможна при письменном согласовании с редакцией журнала. При перепечатке материалов ссылка на Общероссийский научно-технический журнал «Полет» обязательна

ООО «Машиностроение-Полет», 107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Редактор номера О.Г. Красильникова.

Технический редактор Н.В. Коваль. Корректор С.В. Сидоренко.

Сдано в набор 26.12.19. Подписано в печать 16.01.20. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 9,6.

Бумага офсетная. Свободная цена.

Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ООО «Машиностроение-Полет».

107076, г. Москва, Стромьинский пер., 4. Сайт: www.ros-polet.ru

Отпечатано в типографии ООО «Белый Ветер». 115054, Москва, ул. Щипок, 28. E-mail: wwprint@mail.ru. [Http://www.wwprint.ru](http://www.wwprint.ru)