



АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

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

Журнал выходит ежемесячно
Выпускается с августа 1998 г.

Г.В. НОВОЖИЛОВ –

Главный редактор (авиация)

А.С. КОРОТЕЕВ –

Главный редактор (ракетная техника
и космонавтика)

Л.А. ГИЛЬБЕРГ –

зам. Главного редактора

**Члены Редакционного
редакционной Совет**

коллекции

В.В. АЛАВЕРДОВ	А.М. МАТВЕЕНКО – председатель
А.П. АЛЕКСАНДРОВ	О.М. АЛИФАНОВ
А.П. БОБОВНИКОВ	Н.А. АНФИМОВ
В.Г. ДМИТРИЕВ	И.В. БАРМИН
А.Н. ЗЕЛИН	В.Е. БАРСУК
Б.И. КАТОРГИН	В.Ф. БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ
П.И. КЛИМУК	Б.В. БОДИН
А.А. ЛЕОНОВ	А.Ф. ВОИНОВ
В.А. ЛОПОТА	А.Н. ГЕРАЩЕНКО
А.М. МАТВЕЕНКО	Ю.Ф. ГОРТЫШОВ
С.В. МИХЕЕВ	М.Б. ГУЗАИРОВ
Н.Ф. МОИСЕЕВ	В.А. ДАВЫДОВ
А.Ф. МОРОЗЕНКО	Г.Л. ДЕГТЯРЕВ
Ф.Н. МЯСНИКОВ	О.Ф. ДЕМЧЕНКО
А.Н. ПЕРМИНОВ	Н.Н. ДОЛЖЕНКОВ
М.А. ПОГОСЯН	Ю.С. ЕЛИСЕЕВ
Г.М. ПОЛИЩУК	С.Ю. ЖЕЛТОВ
Г.Г. РАЙКУНОВ	Л.М. ЗЕЛЕНЬКИЙ
О.Н. РУМЯНЦЕВА	А.Н. КИРИЛИН
М.П. СИМОНОВ	В.А. КОМАРОВ
В.В. ТЕРЕШКОВА	В.В. КРЫМОВ
И.Б. ФЕДОРОВ	А.Н. КУРИЛЕНКО
Е.А. ФЕДОСОВ	Л.Н. ЛЫСЕНКО
С.Л. ЧЕРНЫШЕВ	А.П. МАНИН

Ответственные
секретари
журнала

И.Н. МЫМРИНА
Д.Я. ЧЕРНИС

Редактор-
организатор
О.С. РОДЗЕВИЧ

Ю.А. РЫЖОВ
Г.Г. САИДОВ
В.Г. СВЕТЛОВ
А.Н. СЕРЬЕЗНОВ
М.Ю. СМУРОВ
В.П. СОКОЛОВ
А.В. СОЛЛОГУБ
В.А. СОЛОВЬЕВ
А.И. ТАТУЕВ
Б.Е. ЧЕРТОК
В.В. ШАЛАИ
В.А. ШАТАЛОВ
И.С. ШЕВЧУК

Представители журнала:

г. Казань: Р.И. АДГАМОВ, тел. (843) 238-46-23
Роскосмос: А.А. ВОРОБЬЕВ, тел. (495) 975-45-86
Минобороны РФ: А.В. ДРОБЫШЕВСКИЙ,
тел. (495) 696-44-38
г. Уфа: О.Б. СЕВЕРИНОВА, тел. (3472) 73-07-23
Франция, Париж: Е.Л. ЧЕХОВ,
тел. (10331) 47-49-28-05

СОДЕРЖАНИЕ

Сайдов Г.Г. Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности России: основные направления производственной и научной деятельности	3
Галеев А.Г. О проблемах отработки и обеспечения безопасности ракетных двигателей и энергетических установок на водородном топливе	7
Кучкин В.Н. Экспериментально-теоретическая модель расчета гидравлических характеристик агрегатов стендовых ПГС	14
Попов Б.Б. Контроль концентраций водорода на стендах испытаний ракетно-космических систем	18
Кучкин В.Н. Стационарное одномерное движение газовых пузырей	25
Кучкин В.Н., Лещенко Г.С. Разработки технологий подготовки и проведения испытаний стендового оборудования для наземной отработки МКС "Энергия"-"Буран"	32
Турнов М.А. Опыт стендовой отработки элементов системы подачи жидкого кислорода ракеты-носителя "Энергия"	35
Коротавский А.П. Проблемы создания средств натурального нагружения гидробуферов при стендовых испытаниях	41
Лисейкин В.А., Милютин В.В., Тожокин И.А. Создание стендовых информационно-управляющих систем и систем аварийной защиты для отработки ЖРД	47
Лисейкин В.А. Организация обмена данными в распределенных информационно-управляющих системах	54
Лисейкин В.А., Милютин В.В., Тожокин И.А., Зайчик Ю.А., Бизяев Р.В., Абросимов Ю.В. Информационно-управляющая система для стендовых испытаний РН "Ангара"	64
Альбрехт А.В., Бизяев Р.В. Наземная отработка и огневые испытания перспективных двигательных установок на стендовой базе НИЦ РКП	76
Ульянов В.А., Соловьев М.В. Оптимизация тепловакуумных испытаний космических комплексов на установке ВК 600/300	82
Шибанов А.А., Агарков А.Ф., Нарижный А.А. Оптимизация по высокочастотной устойчивости горения конструктивных параметров форсунок для камер ЖРД методами огневого моделирования	94
Денисов К.П., Иванов В.Н., Пикалов В.П. Параметрический метод оценки устойчивости горения к высокочастотным колебаниям давления	102
Орлов В.А. Численное моделирование низкочастотной неустойчивости горения в газогенераторе ЖРД	108
Мелихов А.М. Разработки технологий и экспериментальные исследования транспирационного охлаждения в камерах сгорания ЖРД	112

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 с аспирантов за публикацию статей не взимается.
Аннотации статей журнала и требования к оформлению представляемых авторами рукописей приведены на сайте издательства "Машиностроение"
<http://www.mashin.ru>

Адрес редакции: 107076, Москва, Стромьинский пер., 4
Телефоны: (499) 269-48-96; (499) 268-49-69; (499) 268-33-39
Факс: (499) 269-48-97; (499) 268-33-39
Адрес электронной почты: polet@mashin.ru
Адрес в интернете: <http://www.mashin.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

G.V. NOVOZHILOV –

Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –

Editor-in-Chief (Rocket Technology
and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –

Deputy Editor-in-Chief

Editorial

Board Members

V.V. ALAVERDOV
A.P. ALEKSANDROV
A.P. BOBOVNIKOV
V.G. DMITRIYEV
A.N. ZELIN
B.I. KATORGIN
P.I. KLIMUK
A.A. LEONOV
V.A. LOPOTA
A.M. MATVEYENKO
S.V. MIKHEYEV
N.F. MOISEEV
A.F. MOROZENKO
F.N. MYASNIKOV
A.N. PERMINOV
M.A. POGOSYAN
G.M. POLISHCHUK
G.G. RAYKUNOV
O.N. RUMYANTSEVA
M.P. SIMONOV
V.V. TERESHKOVA
I.B. FEDOROV
E.A. FEDOSOV
S.L. CHERNYSHEV

Executive secretaries
of the journal

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

O.S. RODZEVICH

Editorial

Committee

A.M. MATVEYENKO,
Chairman
O.M. ALIFANOV
N.A. ANFIMOV
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYAZCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKO
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOMAROV
V.V. KRYMOV
A.N. KURYLENKO
L.N. LYSENKO
A.P. MANIN
V.A. MENSHIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLLOGUB
V.A. SOLOVEV
A.I. TATUEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23
Roscosmos: A.A. VOROBIOV, phone (495) 975-45-86
Ministry of Defence of Russian Federation:
A.V. DROBYSHEVSKIY, phone (495) 696-44-38
Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23
France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (10331) 47-49-28-05

CONTENTS

Saydov G.G. Research And Test Center Of Rocket And Space Industry Of Russia:
The Basic Directions Of Industria and Scientific Activity 3

Galeev A.G. Problems Of Test Stand Development And Ensuring Safety Of Propulsion
Systems Of Launch Vehicles Upper Stages Using Hydrogen Fuel 7

Kuchkin V.N. Experimental And Theoretical Model Of Calculating Hydraulic Performance
Of Hydro-Pneumatic Test Systems 14

Popov B.B. Hydrogen Concentration Monitoring At Space Rocket Systems Test Stands . . 18

Kuchkin V.N. Stationary one-dimensional movement of gas cavities 25

Kuchkin V.N., Leshchenko G.S. Developing Techniques For Preparation And Tests
Of Bench Equipment For Ground Trials Of Energia-Buran Space System 32

Turnov M.A. Bench Test Of LV Energia's Liquid Oxygen Feed System 35

Korotaevsky A.P. Problems of creation of means natural loading hydro buffers
at bench tests 41

Liseykin V.A., Miliutin V.V., Tozhokin I.A. Development Of Control-Information Systems
And Emergency Protection Systems For Test Facilities Of Liquid Rocket Engines 47

Liseykin V.A. Organization Of Data Exchange In Distributed Control-information
Systems 54

**Liseykin V.A., Miliutin V.V., Tozhokin I.A., Zaichick Yu.A., Bizyaiv R.V.,
Abrosimov Yu.V.** Control-Information Systems For Bench Trials Of LV "Angara" 64

Albreht A.V., Bizyaiev R.V. Ground Trials And Hot Runs Of Future Power Packs
At Test Facilities Of Research And Test Center Of Rocket And Space Industry
Of Russia 76

Ulyanov V.A., Solovyov M.V. Optimization Of Heat-Vacuum Tests Of Spacecraft
At Experimental VK 600/300 Bench 82

Shibanov A.A., Agarkov A.F., Narizhny A.A. Optimization Of Design Parameters
Of Injectors Intended For LRE Combustion Chambers By Fire Modeling To Enhance
High-Frequency Combustion Stability Characteristics 94

Denisov K.P., Ivanov V.N., Pikalov V.P. Parametric Method of Rating of Combustion
Stability to High-Frequency Oscillation 102

Orlov V.A. Numerical Simulation of Low Frequency Combustion Instability
In LRE Preburner 108

Melikhov A.M. Development Of Technologies And Experimental Studies Of Transpiration
Cooling In Combustion Chamber Of Liquid Rocket Engines (LRE) 112

*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 desing are
available at "Mashinostroenie Publishing House" Internet Site <http://www.mashin.ru>*

Address of the editorial office: 107076, Moscow, Stromynsky Lane, 4

Phones: (499) 269-48-96; (499) 268-49-69; (499) 268-33-39

Fax: (499) 269-48-97; (499) 268-33-39

E-mail address: polet@mashin.ru

Internet address: <http://www.mashin.ru>

Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности России: основные направления производственной и научной деятельности

Г.Г. Сайдов

Представлены основные направления производственной и научной деятельности Федерального казенного предприятия "Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности", которое является основным испытательным центром Федерального космического агентства России по комплексной отработке изделий ракетно-космической техники.

G.G. Saydov. Research And Test Center Of Rocket And Space Industry Of Russia: The Basic Directions Of Industria and Scientific Activity

The basic directions of industrial and scientific activity of the Federal State Enterprise "Research and Test Center of Rocket and Space Industry" which is the main test center of Federal Space Agency are represented.

В декабре 2009 года исполняется 60 лет Федеральному казенному предприятию "Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности".

Наше предприятие было создано в 1949 г. как Филиал №2 НИИ-88 (ЦНИИМАШ). В 1956 г. оно было преобразовано в самостоятельное предприятие – НИИ-229 Государственного комитета по оборонной промышленности. В 1966 г. в связи с организацией Министерства общего машиностроения предприятие было включено в его структуру и получило наименование НИИ химического машиностроения (НИИХИММАШ). В дальнейшем НИИХИММАШ был включен в структуру Российского космического агентства. В 2008 г. наше предприятие было реорганизовано в Федеральное казенное предприятие "Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности", входящее в структуру Федерального космического агентства.

НИЦ РКП – головной испытательный центр Федерального космического агентства по стендовой отработке жидкостных ракетных двигателей, двигательных установок на различных компонентах топлива, испытаниям космических аппаратов в термобарокамере в условиях имитации космоса, исследованиям проблем старта ракет-носителей и стартовых сооружений.

18 декабря 1949 г. на испытательном стенде №1 состоялось первое огневое испытание ракеты Р-1, созданной Конструкторским бюро С.П. Королева. С этого события началась деятельность предприятия как испытательного центра. На экспериментальной базе предприятия проведены испытания двигательных установок баллистических ракет Р-1, Р-2, Р-5, Р-7, Р-9, Р-12, Р-14, Р-36М, обеспечивших основу обороноспособности страны, а также ракет космического назначения "Восток", "Восход", "Союз", "Протон", "Зенит", системы "Энергия" – "Буран" и многих других.

В состав НИЦ РКП входят испытательные комплексы, не имеющие аналогов в ракетно-космической отрасли России: ИС-101 и ИС-102 для испытаний ступеней ракет



САЙДОВ
Геннадий Григорьевич –
генеральный директор
НИЦ РКП,
член-корреспондент
Российской академии
космонавтики
им. К.Э. Циолковского,
кандидат техн. наук

с ЖРД тягой до 1200 тс; стенды для испытаний ЖРД на традиционных и перспективных компонентах топлива (в том числе стенд ИС-105, на котором проводятся испытания ЖРД на компонентах топлива метан—кислород); стендовый комплекс для отработки кислородно-водородных ЖРД тягой до 200 тс и разгонных блоков с кислородно-водородными ЖРД, включающий производство по выработке жидкого водорода мощностью 800 т в год; термокамеры для тепловакуумных испытаний космических аппаратов и модулей орбитальных станций. В термокамерах НИЦ РКП отработаны на различных тепловых режимах практически все космические аппараты, корабли и орбитальные станции, созданные в России. В НИЦ РКП накоплен многолетний опыт по созданию и эксплуатации первого и единственного в России крупнотоннажного производства жидкого водорода и систем его хранения и транспортировки.

За время деятельности предприятия на его стендах было проведено более 60000 испытаний ЖРД, ДУ, их агрегатов, ступеней ракет, тепловакуумных испытаний космических аппаратов.

Коллектив предприятия принимал непосредственное участие в создании на космодроме Байконур Универсального комплекса "Стенд-старт" (УКСС), с которого впервые стартовала ракета-носитель "Энергия".

НИЦ РКП выполняет большой объем научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ для обеспечения Федеральной космической программы в части:

- создания научно-технического задела по совершенствованию стендовой базы, предназначенной для отработки перспективных ракет-носителей и космических аппаратов;
- исследований процессов, протекающих в агрегатах ЖРД и ДУ;
- улучшения экологической обстановки на испытательных станциях, использующих токсичные компоненты топлива;
- разработки перспективных стендовых средств измерения и систем управления;
- исследований процессов взаимодействия изделий ракетно-космической техники и стартовых сооружений при проведении стендовых испытаний.

Научная деятельность НИЦ РКП направлена:

- на экспериментальные и расчетно-теоретические исследования методов диагностики и оценки устойчивости горения в ЖРД к высокочастотным колебаниям давления;
- совершенствование рабочих процессов в камерах сгорания двигателей, транспирационное охлаждение теплонапряженных узлов камер сгорания;

- методические вопросы испытаний ЖРД, двигательных установок и ракетных блоков;

- тепловакуумные испытания КА;

- исследования для совершенствования средств и методов стендовых измерений и стендовых информационно-управляющих систем, повышение экологической безопасности; исследование технических характеристик стендов для отработки стартовых систем.

В рамках реализации международных космических программ и соглашений НИЦ РКП сотрудничает с организациями США, Франции, Китая, Индии, Республики Корея, Бразилии. Внешнеэкономической деятельностью предприятие стало заниматься с 1993 г. и с тех пор активно сотрудничает с ведущими зарубежными организациями, занятыми разработкой и созданием ракетно-космической и авиационной техники. Услуги и продукция предприятия востребованы организациями тех стран, которые уже добились значительных результатов в освоении космоса или стремятся войти в число ведущих аэрокосмических держав мира. Работы выполняются при поддержке Федерального космического агентства и соблюдении подписанных межправительственных соглашений, касающихся космической деятельности.

Наше предприятие заключило более сорока внешнеторговых контрактов. НИЦ РКП выполняет также большой объем работ для предприятий ракетно-космической промышленности России по заказам их зарубежных партнеров.

Следует отметить, что наиболее значительной в области международного сотрудничества предприятия стала работа по подготовке испытательного стенда к испытаниям и проведению испытаний кислородно-водородного разгонного блока 12КРБ, разработанного ГКНПЦ им. М.В. Хруничева для Индийской организации космических исследований (ISRO). Эта работа выполнялась в течение нескольких лет. В результате испытанный на предприятии разгонный блок 12КРБ в составе ракеты-носителя GSLV позволил Индии вывести на геопереходную орбиту космические аппараты массой до 2,5 т.

В НИЦ РКП проведен комплекс испытаний по оценке работоспособности стартовых устройств, которые будут использоваться в условиях повышенной влажности и высокой температуры окружающей среды. Это позволит российскому предприятию, занимающемуся разработкой и созданием стартовых сооружений, избежать нештатных ситуаций при запуске ракеты-носителя "Союз" с космодрома во Французской Гвиане.

Предприятием разработаны, созданы и поставлены зарубежному заказчику устройства для измерения

тяги при испытаниях жидкостных ракетных двигателей малой тяги. В настоящее время эти устройства успешно эксплуатируются и обеспечивают высокую точность измерения параметров.

В последние годы предприятие уделяет большое внимание развитию взаимовыгодного партнерства с организациями Бразилии. Это сотрудничество только начинается. Оценивая роль международного сотрудничества в деятельности НИЦ РКП, следует отметить, что в настоящее время есть все предпосылки к тому, что сотрудничество в области внешнеэкономической деятельности и в дальнейшем будет успешно развиваться.

Для решения задач, предусмотренных Федеральной космической программой России, ведущими ракетными конструкторскими бюро отрасли предлагается создание перспективных РН с использованием современных ЖРД, работающих на топливах кислород–керосин (РД-170, РД-180, РД-191), кислород–водород (РД-0120, РД-0146), кислород–сжиженный природный газ.

Создание перспективных РН потребует как проведения большого объема испытаний на экспериментальных установках, так и проведения стендовых испытаний двигателей и ступеней ракет. Экспериментальная и стендовая база НИЦ РКП позволяет обеспечить весь комплекс испытаний указанных двигателей и ступеней ракет.

Качество создаваемых образцов ракетно-космической техники (РКТ) может быть существенно повышено в результате проведения сертификационных испытаний РКТ в отраслевых испытательных сертификационных центрах с целью экспериментального подтверждения безопасности эксплуатации; экологической безопасности; соответствия параметров изделий РКТ требованиям технического задания; определения возможности допуска к летным испытаниям и эксплуатации. Мы готовы в партнерстве с главными конструкторами участвовать в разработке процедур и программ сертификационных испытаний.

Опыт НИЦ РКП по созданию и эксплуатации Универсального комплекса "Стенд-старт" на космодроме Байконур, эксплуатации ряда объектов наземной космической инфраструктуры космодрома (кислородно-азотного завода, хранилищ жидких компонентов топлива) обосновывает участие НИЦ РКП в работах по созданию на космодроме "Восточный" кислородно-азотного и водородного заводов, систем заправки изделий, хранилищ компонентов топлив, автоматизированных систем управления заправкой изделий.

НИЦ РКП накопил большой опыт в разработке и эксплуатации стендовых управляющих и измеритель-

ных средств и активно внедряет эти разработки на предприятиях отрасли.

К числу основных работ, обеспечивающих научно-исследовательскую и опытно-конструкторскую деятельность по Федеральной космической программе России, относятся, в частности:

- возобновление в НИЦ РКП работы координационных советов по тепловакуумной обработке космических аппаратов; по огневые стендовым испытаниям ступеней ракет, их систем и ЖРД; по наземному технологическому оборудованию;
- методическое руководство НИЦ РКП формированием работы по техническому перевооружению экспериментальных стендовых баз предприятий отрасли для огневых испытаний ЖРД, ДУ, РН, ДУ КА и тепловакуумных испытаний КА;
- подготовка предложений по реализации научно-прикладных исследований, в том числе: по информационно-управляющим системам и системам аварийной защиты испытательных станций, ЖРД, ДУ РН и КА; информационно-измерительным системам, системам регистрации параметров испытаний; по тепловакуумным испытаниям КА; по огневые стендовым испытаниям ЖРД на компонентах топлива кислород–водород, кислород–сжиженный природный газ.

Одним из основных перспективных направлений развития стендовой базы для испытания изделий ракетно-космической техники является внедрение комплексного математического моделирования процессов, протекающих в стендовых системах и испытываемых изделиях, и создание моделей сложной системы "Испытательный комплекс—Объект испытания" для решения на современном уровне задач проектирования и обработки образцов РКТ.

Каждая из таких моделей состоит из системы нескольких сотен уравнений. Очевидно, что при создании обобщенной математической модели ЖРД, а тем более ЖРД в составе ступени ракеты и при работе двигателя совместно со стендовыми системами требуются вычислительные средства, обладающие как высоким быстродействием, так и ресурсами для хранения информации.

Для решения таких задач необходимо внедрение информационных технологий с применением супер-ЭВМ терафлоксного класса с высокоскоростными каналами связи.

НИЦ РКП выступил с инициативой создания в системе Федерального космического агентства таких технологий. Эта сложная работа будет проводиться с привлечением НИИ экспериментальной физики и ведущих предприятий отрасли.

Специалисты нашего предприятия к ключевым вопросам относят и критическое осмысление опыта предшествующих лет, а на этой основе – разработку и формирование облика испытательного центра нового поколения. Каким он будет? Какова должна быть его роль в отраслевой кооперации, функции и разграничительная межа с испытательными службами генеральных конструкторов?

На эти вопросы мы постараемся дать исчерпывающий ответ в течение одного-двух лет. При этом у нас не вызывает сомнений, что статусное положение испытательного центра должно быть независимым от разработчиков и изготовителей ракетно-космической техники. Только в этом случае государство может иметь независимый инструментарий для объективной оценки свойств, характеристик и качества в целом новых образцов ракетно-космической техники, а также для эффективного использования бюджетных средств.

Концентрация ресурсов и средств, автоматизация технологических процессов испытаний и переход от получения данных об объекте к накоплению знаний о нем, сопровождение объектов на всех этапах жизнен-

ного цикла, сертификация, создание баз и банков знаний об объектах испытаний и испытательных средствах – это далеко не полный перечень приложений наших усилий уже в настоящее время.

НИЦ РКП обладает высококвалифицированными научными и инженерными кадрами, испытателями специальных изделий. С использованием стендовой базы НИЦ РКП могут быть решены все задачи отрасли по стендовой отработке ЖРД, двигательных установок, ракетных блоков, космических аппаратов, предусмотренные Федеральной космической программой России.

Библиографический список

1. **Ракетно-космическая** промышленность России. М.: Роскосмос, 2007. 272 с.
2. **Наземные** испытания ракетно-космической техники // Под ред. А.А. Макарова. Сергиев-Посад: Весь Сергиев-Посад, 2001. 304 с.
3. **50 лет** впереди своего века (1946–1996 гг.). М.: Российское космическое агентство, 1998. 256 с.



О проблемах отработки и обеспечения безопасности ракетных двигательных и энергетических установок на водородном топливе

А.Г. Галеев



ГАЛЕЕВ
Айвенго Гадыевич – главный научный сотрудник НИЦ РКП, профессор, лауреат премии Совета Министров СССР в области науки и техники, действительный член Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, доктор техн. наук

Рассматриваются проблемы обеспечения безопасности и совершенствования испытательной базы для отработки двигательных установок (ДУ) верхних ступеней перспективной ракетно-космической техники с использованием водородного топлива. К ним относятся: обеспечение безопасности испытаний на стенде, отработка элементов и систем с определением характеристик узлов и агрегатов ДУ с имитацией полетных условий эксплуатации, разработка эффективных каналов аварийной защиты при испытаниях и методов диагностирования технического состояния систем ДУ.

A.G. Galeev. Problems Of Test Stand Development And Ensuring Safety Of Propulsion Systems Of Launch Vehicles Upper Stages Using Hydrogen Fuel

In the report there are considered problems of ensuring safety and upgrading of test base used for development of propulsion systems (PS) of promising rocket-space engineering upper stages using hydrogen fuel. Problem points include: ensuring safety of tests on test stand facility, development of elements and systems with assessment of PS units and assemblies characteristics with simulation of flight operating conditions, development of effective channels of test emergency protection system and methods of diagnosis of PS systems technical condition.

Применение кислородно-водородного топлива в двигателях разгонных блоков и верхних ступеней ракет-носителей (РН) позволяет получить удельный импульс двигательной установки (ДУ) на ~ 30 % больше, чем при использовании кислородно-углеводородного топлива. Внедрение водорода предполагалось начать с ракетных блоков относительно небольшой размерности (с запасом топлива до 50 т) ракеты-носителя Н1. Эти блоки, получившие обозначение "С" и "Р", планировалось использовать в составе модернизированного лунного ракетного комплекса Н1–Л3 вместо кислородно-керосиновых блоков "Г" и "Д". В дальнейшем предполагалось разработать кислородно-водородные блоки второй и третьей ступеней ракеты-носителя Н1 [1].

Отработка двигательных и энергетических установок на кислородно-водородном топливе

Создание кислородно-водородных двигателей 11Д56 (тяга 73 кН) и 11Д57 (тяга 392 кН) для ракетных блоков было поручено коллективам ОКБ-2 (ныне КБХМ им. А.М. Исаева ГКНПЦ им. М.В. Хруничева) и ОКБ-165 (ныне НТЦ Люльки ОАО "Сатурн"). Постановлением правительства предусматривалось строительство в НИИ-229 (ФКП "НИЦ РКП") водородного завода и комплекса водородных стендов для отработки этих двигателей, которое должно было начаться в 1963 г.

В связи с новизной проблемы освоения использования водорода в ракетной технике в 1962 г. решением научно-технического совета института были начаты экспериментальные работы по отработке опытных образцов газогенераторов и камер сгорания на газообразном водороде и жидком кислороде на вновь созданном стенде 5В

объекта № 5. При этом проводились кратковременные испытания на привозном газообразном водороде, отрабатывались принципиальные вопросы построения схем испытательных стендов и их систем, приемы работ с взрывоопасным компонентом — водородом.

В декабре 1963 г. был введен в строй объект № 6, в задачи которого входили создание комплекса кислородно-водородных стендов и отработка изделий на водороде. В 1964 г. в структуре объекта № 6 были созданы две группы экспериментальных работ по стендам ба и бб, группы управления, водородной компрессорной, группы контрольно-измерительных приборов, подготовки испытаний и курирования проектирования и строительства стендов и систем комплекса водородных стендов "В". Работы строились таким образом, что все наработки по испытаниям на стендах ба и бб, построению и апробированию принципиальных схем стендов и систем, технологии работ с водородом после экспериментальной проверки переносились в последние решения стендов и систем комплекса "В".

При создании комплекса водородных стендов использовался системный подход, предусматривавший проведение как автономных испытаний агрегатов и систем двигателя на натуральных компонентах, так и комплексных испытаний двигателя:

на проливочных стендах В3 и В4 по отработке насосных агрегатов с электроприводами мощностью до 7200 и 3600 кВт, агрегатов автоматики и регулирования двигателей 11Д56 и 11Д57 соответственно на жидких водороде и кислороде;

на огневых стендах В1 и В2 по отработке камер сгорания и газогенераторов, турбонасосных агрегатов (ТНА) с газовым и газогенераторным приводами и двигателей 11Д56 и 11Д57.

В своих воспоминаниях о создании лунного ракетного комплекса Н1—Л3 академик РАН Б.Е. Черток пишет, что мы проиграли лунную гонку американцам, потому что в середине 1960-х гг. только осваивали использование криогенной техники в ракетостроении на уровне температур жидкого кислорода (90 К) на ракетном комплексе Р-9 и начали осваивать применение водорода на двигателях размерности 73 и 392 кН тяги. В это время в США уже практически были отработаны двигатели RL-10 (тяга 68 кН) для РН "Атлас-Центавр" и J-2 (тяга ~ 1000 кН) для второй и третьей ступеней ракеты "Сатурн-5", велись также интенсивные работы по отработке экспериментального двигателя тягой 2300 кН с давлением в камере 23 МПа на кислородно-водородном топливе.

С освоением водородного топлива вначале было много проблем. Даже работа с взрывоопасным газообразным водородом требовала решения многих задач,

которые не встречались раньше. Вот некоторые из них:

обеспечение герметичности разъемных соединений в трубопроводах подачи и арматуре при давлениях 35 МПа;

внедрение специальной технологии вначале азотных, а затем водородных "полосканий" с анализом остаточных газов в коммуникациях систем, проводимых при подготовке систем к заполнению водородом;

азотные поддувы дренажей водорода;

введение демпфирующих устройств в системах редуцирования газообразного водорода для подавления высокочастотной неустойчивости работы редукторов;

внедрение дожигателей выбросов водорода в свободной струе вместо традиционных "елочных" устройств, которые применялись для дожигания углеводородных топлив, устройств воспламенения выбросов водорода;

использование дозированной продувки форсуночных полостей камер сгорания и газогенераторов инертным газом на запуске и останове.

Первое испытание насоса горючего двигателя 11Д56 на жидком водороде с расходом 2,5 кг/с было проведено в июне 1965 г. на стенде В1а. Для испытания было привезено 465 кг жидкого водорода в автомобильном заправщике ТРЖВ-1 с опытного завода г. Ленинграда. Было много проблемных вопросов по обеспечению безопасности испытаний, транспортировки жидкого водорода по трубопроводам на стендовый дожигатель (например, предусматривались дополнительные емкости-ресиверы в трактах за насосами для обеспечения испарения водорода) и др.

В целях обеспечения безопасности испытаний с использованием жидкого водорода, в частности, предусматривалось по рекомендации Института химической физики АН СССР (профессор С.М. Когарко и др.) создание специальных отсеков (из металлического листа) для укрытия емкости ТРЖВ-1 с водородом и исключения ее повреждения в случае взрыва объекта испытания. При окончательном обсуждении схемы испытаний было принято решение о существенном упрощении систем сброса водорода после насосов на дожигатель, в частности, были исключены емкости-ресиверы для испарения компонента. Испытания подтвердили правильность принятых решений, и были приняты опробованные схемы испытаний на проектируемом стенде В3 для испытаний насосов.

Примерно через полгода было проведено первое испытание насоса горючего двигателя 11Д57 на жидком водороде с расходом до 14 кг/с, причем жидкий водород вырабатывался уже на первой очереди водородного завода НИИ-229.

В течение 1964–1967 гг. на стендах ба и бб (их современные обозначения – В1а и В1б) были проведены экспериментальные работы по выбору смесительных головок и отработке камер сгорания, газогенераторов, насосов горючего на жидком водороде, ТНА с газовым и газогенераторным приводами, имитаторов ("шапок") двигателя и натуральных двигателей 11Д56 и 11Д57, имеющих замкнутую схему. Были решены вопросы охлаждения камеры сгорания, запуска, работы на режиме с регулированием параметров и останова двигателя.

С вводом в строй стенда В2 на два рабочих места (стенды В2а и В2б) были продолжены испытания двигателей 11Д56 и 11Д57 по отработке ресурса и определению их характеристик. Двигатели прошли полный объем экспериментальной отработки, которая была успешно завершена проведением межведомственных испытаний.

С 1962 по 1974 г. на стендах В1 и В2 проведено 896 огневых испытаний двигателя 11Д56 с суммарной наработкой 270 000 с и 446 огневых испытаний двигателя 11Д57 с суммарной наработкой 53 000 с по программам ракетных блоков "Р" и "С" комплекса Н1–Л3, в том числе и с имитацией высотных условий эксплуатации.

На стендах В1, В3 и В4 был также проведен большой объем автономных испытаний агрегатов и систем двигателей на жидком водороде и жидком кислороде по отработке конструкции агрегатов и определению их характеристик.

В 1967 г. на стенде В3 были созданы рабочие места (стенды В3д и В3е) для отработки ракетного блока "Р" с двигателем 11Д56. Работы по созданию стендов были завершены в кратчайшие сроки. Испытаниям стендового блока "Р" предшествовала экспериментальная отработка его систем, агрегатов и узлов на 42 экспериментальных установках на стендах В1 и В3. Большой объем экспериментальных работ был проведен на установке ЭУ-145 с полноразмерным водородным баком объемом 42 м³. На этой установке отработывались заправка бака жидким водородом и внутрибаковые процессы (проведено 30 заливок). Во время испытаний постепенно увеличивалось количество заправляемого водорода: с 500 до 2500 кг.

С 1974 по 1977 г. на двух полноразмерных блоках "Р" была проведена отработка систем теплоизоляции баков, процессов заправки, наддува, захлаживания расходных магистралей и раскрутки ТНА двигателя в составе блока. Первое огневое испытание блока "Р" было проведено 12 октября 1976 г.

Особое внимание уделялось обеспечению безопасности испытаний. На блоке для огневых испытаний вокруг двигателя и ТНА была установлена бронезащи-

та, которая должна была предохранять баки от поражения осколками в случае аварии двигателя. Полость бака горючего отделялась от полости бака окислителя герметичной конической оболочкой.

Комплексная отработка блока "Р" завершилась серией холодных и огневых стендовых испытаний. Были проведены исследования и решены многие научно-технические проблемы, в частности тепломассообмена и обеспечения теплового режима при хранении жидкого водорода в составе ракетного блока, в том числе при длительном полете в условиях космического пространства, переохлаждения и захлаживания систем с жидким водородом, а также подготовки ракетного блока к заправке, заправки водородных систем, обеспечения безопасности работ с жидким водородом в составе ракетного блока.

В 1972 г. в составе комплекса "В" был введен в эксплуатацию стенд В5 на четыре рабочих места для отработки энергетических установок ракетно-космических комплексов на базе кислородно-водородных электрохимических генераторов (ЭХГ) и блоков хранения жидких водорода и кислорода. На стенде В5 были проведены циклы испытаний по отработке систем электропитания (СЭП) 11Ф93 на базе кислородно-водородных ЭХГ "Волна" для лунного модуля Л3 комплекса Н1–Л3 и СЭП 11Ф35 на базе кислородно-водородных ЭХГ "Фотон" для орбитального корабля "Буран".

Уникальность водородной базы НИЦ РКП состоит в том, что:

стенды и водородное производство (с годовой производительностью до 800 т жидкого водорода) расположены на одной площадке, что позволяет уменьшить потери компонентов при хранении, транспортировке и использовании;

испытательные стенды обеспечивают комплексную отработку изделий и их систем с имитацией различных воздействующих факторов (высотности, гидродинамики, положения объекта испытания и др.).

Кроме того, на водородном комплексе созданы системы утилизации паров компонента из емкостей хранилища и возврата остатков компонентов из стендовых емкостей в резервуары хранилища. Все это позволило за счет оптимизации процессов захлаживания, заправки и испытаний повысить коэффициент использования жидкого водорода при эксплуатации систем с 0,2...0,3 до 0,6...0,7.

На водородной экспериментальной базе НИЦ РКП выполнен ряд научно-исследовательских работ, направленных на создание водородных технологий:

по испытаниям жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и ДУ, обеспечению безопасности испытаний с водородом;

процессам переохлаждения жидкого водорода в крупноразмерных системах, внедренным в техноло-

гию заправки РКК "Энергия" – "Буран" на универсальном комплексе "Стенд–старт" (УКСС) и стартовом комплексе (СК);

получению шугообразного водорода в системе; отработке бездренажного хранения и транспортировки жидкого водорода по трубопроводам и в транспортировочных резервуарах;

испытаниям образцов турбодетандера в системах ожижения водорода;

заправке транспортных систем газообразным и жидким водородом.

Следует отметить, что в создании уникальной экспериментальной базы и технологии водородных испытаний участвовали многие академические, научно-производственные организации ракетно-космической и смежных отраслей, высшие учебные заведения (ФКП "НИЦ РКП", ОАО "Криогенмаш", РНЦ "Прикладная химия", ИХФ РАН, ИЦ Келдыша, ЦНИИмаш, ИПМП, КБХМ им. А.М. Исаева ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, НТЦ Люльки ОАО "Сатурн", КБХА, ГИАП, РКК "Энергия" им. С.П. Королева, ВИАМ, ЦКБА, ВНИИПО, НПО "Техномаш", НПО ИТ, НИИмаш, ПО "Красмаш", МАИ, МГТУ им. Н.Э. Баумана и др.). Накопленный опыт позволил в дальнейшем в короткие сроки разработать и отработать кислородно-водородный двигатель РД-0120 (тяга 1900 кН) и блок "Ц" для ракеты-носителя "Энергия", создать УКСС и СК на космодроме Байконур для испытаний и запуска многоразовой космической системы "Энергия" – "Буран", в которой использовалось водородное топливо. Этот опыт был использован также при создании кислородно-водородных двигателя КВД1 и разгонного блока 12КРБ разработки КБХМ им. А.М. Исаева и КБ "Салют" ГКНПЦ им. М.В. Хруничева для ракеты-носителя GSLV (Индия).

В перспективе стендовый комплекс и водородное производство НИЦ РКП планируется использовать при разработке двигателя РД-0146, разгонного блока "Двина-КВТК" для РН "Ангара-А5" и верхней ступени РН "Русь-М", которые намечено создать в соответствии с Федеральной космической программой России на 2006–2015 годы [1].

Проблемы обеспечения безопасности испытаний на водородном топливе

Аварийные ситуации при испытаниях на водородном топливе могут быть вызваны:

конденсацией и накоплением кристаллов воздуха или кислорода в жидком водороде;

образованием взрыво- или пожароопасных смесей при утечках или выбросах водорода в окружающее пространство.

В первом случае аварийная ситуация возникает, как правило, при многократном использовании систе-

мы с водородом, во втором – при одновременном разрушении водородного и кислородного баков и выбросах компонентов при испытаниях. Безопасность испытаний обеспечивается различными методами, основанными на повышенных требованиях к герметичности систем, контроле опасных накоплений водорода, исключении контакта водорода с воздухом в коммуникациях и применении систем дожигания водородных выбросов.

В обычных условиях смеси водорода с воздухом и кислородом являются смесями квазиравновесного состава, для воспламенения которых необходим внешний источник энергии. Энергия и температура тела, приводящие к самовоспламенению смеси, определенные экспериментально, составляют 0,02 мДж и 700 К соответственно [2].

Более опасным по последствиям является детонация (взрыв) водородных смесей, для возникновения которой помимо наличия горючей смеси необходим соответствующий источник инициирования.

На начальной стадии работ с водородом не было единого мнения о целесообразности дожигания выбросов водорода. Так, на фирме Pratt & Whitney (США) придерживались мнения, что сжигание выбрасываемого водорода гарантирует полную безопасность испытаний. На фирме Douglas Aircraft Company (США) считали достаточным выбрасывать в атмосферу газообразный водород в малых количествах без его дожигания. В процессе испытаний на российских стендах дожигаются выбросы водорода с расходами более 0,5 кг/с, при меньших расходах водород выбрасывается в атмосферу с балластировкой инертным газом – азотом.

Исследования распределения концентраций водорода в затопленной сверхзвуковой струе, истекающей из сопла, показали, что для воспламенения выбросов водорода за соплом двигателя необходим источник с длиной факела не менее 0,3 м [3]. Конструктивные схемы некоторых поджигающих устройств (ПУ) представлены на рис. 1.

На рис. 2, 3 и 4 представлены схемы установки ПУ для воспламенения выбросов из сопла камеры двигателя, в тракте выхлопного диффузора при испытаниях двигателя с имитацией высотных условий [4].

Воспламенение выбросов водорода за соплом камеры в процессе запуска может происходить с взрывом, оно во многом зависит от переходных режимов в системе подачи газообразного водорода. Так, при нерегулируемом запуске устанавливается процесс образования смеси водорода с воздухом с колебаниями и наблюдаются задержки воспламенения $\tau_3 = 0,5...0,9$ с. Это приводит к тому, что в воспламенении участвует большой объем смеси водорода с воздухом и, как

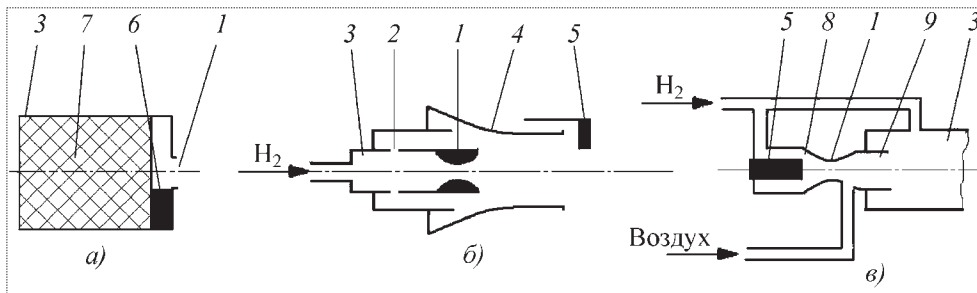


Рис. 1. Схемы ПУ:
 а – с пирозапалом; б – эжекторного типа; в – двухкомпонентного типа; 1 – сопло; 2 – боковые отверстия; 3 – камера; 4 – насадок; 5 – электрическая свеча; 6 – воспламенитель; 7 – пирозапал; 8 – камера разогрева; 9 – форкамера

следствие, к повышенной величине ударной волны при воспламенении выбросов ($\Delta P = 40 \dots 60$ кПа).

При регулируемом запуске обеспечивается устойчивое воспламенение выбросов водорода за соплом с $\tau_3 = 0,12 \dots 0,25$ с ($\Delta P = 5 \dots 20$ кПа).

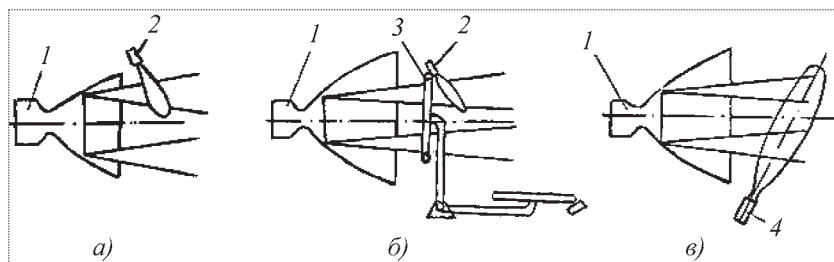


Рис. 2. Схемы установки ПУ для воспламенения выбросов:
 а, б – однократного включения; в – многократного включения; 1 – камера; 2 – ПУ с пирозапалом; 3 – кольцо со штативом; 4 – ПУ с электрическим зажиганием

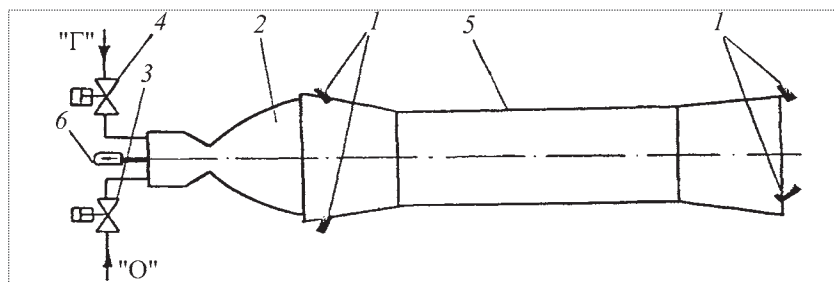


Рис. 3. Схема установки пирозапалов при испытании двигателя с выхлопным диффузором:
 1 – пирозапал; 2 – камера сгорания; 3, 4 – клапан подачи компонентов в двигатель; 5 – выхлопной диффузор; 6 – тягоизмеритель; "О" – окислитель; "Г" – горючее

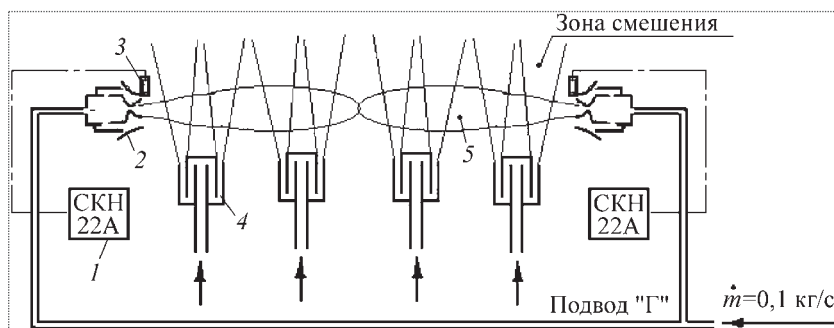


Рис. 4. Стендовый блочный дожигатель:
 1 – агрегат зажигания; 2 – ПУ; 3 – электросвеча; 4 – выхлопное устройство с газовым затвором; 5 – факел ПУ; "Г" – горючее

Было выявлено, что с увеличением градиента нарастания расхода q задержка воспламенения выбросов уменьшается. Экспериментальные зависимости величины ударной волны при взрыве от количества выброшенного водорода $\Delta P = f(m_b)$ и времени задержки от скорости нарастания расхода водорода $\tau_3 = f\left(\frac{dm}{d\tau}\right)$ приведены на рис. 5 и 6.

Зависимость $\Delta P = f(m_b)$ аппроксимирована формулой М.А. Садовского

$$\Delta P = \left(\frac{1,06}{R} + \frac{4,3 \sqrt[3]{B}}{R^2} + \frac{14 \sqrt[3]{B^2}}{R^3} \right) \sqrt[3]{B}, \quad (1)$$

где B – масса заряда тринитротолуола (ТНТ), $B = z C_3 m_b$; C_3 – тротильный эквивалент водородно-воздушной смеси в стехиометрическом соотношении, $C_3 = 10,4$ кг ТНТ/кг H_2 ; R – расстояние, м.

Зависимость $\tau_3 = f\left(\frac{dm}{d\tau}\right)$ аппроксимирована выражением

$$\tau_3 = \frac{0,77}{q} - 0,075, \quad (2)$$

где $q = \frac{dm}{d\tau} \cdot 10^{-1}$, $\frac{кг/с}{с}$.

На основании исследований для класса двигателей с расходом водорода до 14 кг/с установлено, что оптимальным при запуске редуктора подачи является градиент нарастания расхода $\frac{dm}{d\tau} = 20 \dots 40 \frac{кг/с}{с}$.

Предложенная схема запуска с регулируемым выводом редуктора подачи горю-

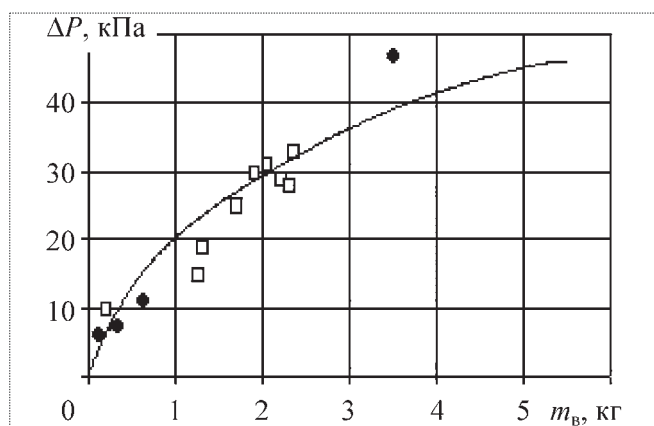


Рис. 5. Зависимость $\Delta P = f(m_B)$:
 ◆ – регулируемый запуск; □ – нерегулируемый запуск; — расчет по формуле (1) при $z = 0,15$; $R = 10$ м

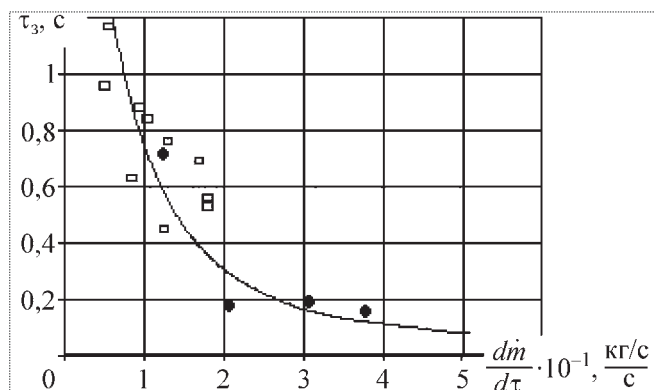


Рис. 6. Зависимость $\tau_3 = f\left(\frac{dm}{d\tau}\right)$:
 ◆ – регулируемый запуск; □ – нерегулируемый запуск; — расчет по формуле (2)

чего на режим была реализована при испытаниях камеры двигателя 11Д57 и позволила уменьшить величину ударной волны в процессе воспламенения выбросов водорода за сопловым устройством на 30...40 % [4, 5].

Обеспечение безопасности испытаний ДУ на стенде

Наиболее опасными являются испытания ДУ на водородном топливе, так как возможны разгерметизация топливной системы при отказе двигателя и взрыв проливов водорода и кислорода. Поэтому огневое испытание ДУ проводится с выполнением специальных мероприятий и требований по безопасности:

для первых испытаний ДУ выполняется с более прочными баками;

до начала испытаний ДУ двигатель должен иметь коэффициент надежности не ниже 0,985, подтвержденный автономными испытаниями;

агрегаты и системы ДУ должны быть испытаны автономно на натуральных компонентах топлива.

Огневые испытания должны предшествовать холодные испытания ДУ для проверки совместного функционирования систем. В баках ДУ должны быть установлены системы аварийного слива компонентов и дополнительного наддува баков. ДУ должна быть оснащена системами пожаро-взрывопреждения (СПВП) и аварийной защиты (САЗ), предусматривающими контроль определенных параметров двигателя, ДУ и систем стенда и прекращение испытания при их отклонениях от заданных значений. Предусматривается постепенное усложнение программ испытаний: по количеству жидкого водорода, заправляемого в топливный бак ДУ, по продолжительности и режимам испытаний и т. д. На рис. 7 показана установка криогенного разгонного блока (КРБ) на стенде НИЦ РКП для проведения комплексных холодных и огневых испытаний.

Момент аварии носит случайный характер, а процесс ее развития практически неуправляем. Поэтому при испытаниях рассматривают предельную модель с мгновенным разрушением баков, испарением и смешением всей массы пролитого топлива и взрывом облака стехиометрической горючей смеси.

Для расчетов опасных зон были использованы значения коэффициента участия во взрыве массы выброшенного водорода $z = 0,1...0,4$. В нормативных требованиях по взрывобезопасности химических и металлургических производств рекомендованы значения $z = 0,1...0,3$, а в методиках МЧС – $z = 0,02...0,1$. В то же время статистика аварий показывает, что события, предшествующие взрыву, происходят достаточно медленно. Это позволяет парировать развитие аварийной ситуации, а коэффициент использования водорода во взрыве в большинстве случаев не превышает значения $z = 0,1$.



Рис. 7. Криогенный разгонный блок на стенде

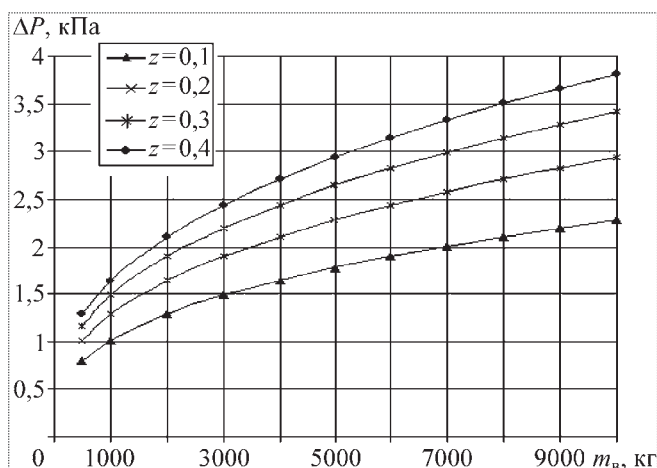


Рис. 8. Зависимость ударной волны ΔP при взрыве выброса водорода от массы выброса $m_{в}$ при различных z

С учетом изложенного, можно принять $z = 0,02 \dots 0,1$ для открытых стендов и $z = 0,3 \dots 0,4$ для закрытых стендов.

В соответствии с моделью мгновенного развития событий проведены с использованием формулы (1) расчеты опасных зон для испытаний ракетных блоков, имеющих в баках ДУ от 1000 до 10 000 кг жидкого водорода. Их результаты приведены на рис. 8. В данных расчетах на расстоянии 1100 м от стенда (зона расположения жилых зон) допускалось избыточное давление во фронте ударной волны, равное 2 кПа, при котором реализуется вторая степень безопасности с частичным разрушением (менее 20 %) остекления зданий [5, 6].

С учетом внедрения мер безопасности по стенду и ДУ и проведенных расчетов, в частности, в 1991 г. межотраслевой экспертной комиссией по безопасности было принято решение о возможности проведения холодных и огневых испытаний ДУ ракетных блоков на стенде НИЦ РКП с заправкой топливного бака ДУ жидким водородом в количестве 2700 кг. При этом со степенью риска, равной 10^{-4} (1 отказ на 10 000 испытаний), обеспечивалась вторая степень безопасности на расстоянии 1100 м от стенда [6].

Как упоминалось выше, на практике коэффициент использования водорода во взрыве в большинстве случаев не превышает значения $z = 0,1$. Это позволяет рассматривать вопрос о проведении испытаний на указанном выше стенде ДУ перспективных ракетных блоков с заправкой топливного бака водородом (до 6500 кг) при выполнении дополнительных мер по обеспечению безопасности и парированию нештатных ситуаций [6], основными из таких мер являются:

использование иерархического метода построения испытаний: от менее сложных программ к более сложным;

выход на огневые стендовые испытания ДУ при достижении коэффициента надежности двигателя не менее 0,985, который должен быть подтвержден при автономных испытаниях;

внедрение малоинерционных датчиков контроля утечек водорода и применение активных средств флегматизации взрывоопасных смесей в отсеках ДУ и стенда;

оснащение САЗ двигателя высокочувствительными преобразователями, основанными на оптико-волоконной и изотопной технике, обеспечивающими контроль наиболее напряженных параметров криогенного двигателя – износа беговых дорожек узлов качения (подшипников) ТНА, температуры лопаток турбины и др.;

оснащение САЗ двигателя каналами контроля виброперегрузок в системах ТНА и камеры сгорания.

В заключение необходимо отметить, что в статье обобщен опыт отработки ДУ на водородном топливе и решения проблемы обеспечения их безопасности. Внедрение метода уменьшения риска испытаний обеспечило безопасное проведение комплексной стендовой отработки ракетных блоков 12КРБ и "Ц" ракет-носителей GSLV (Индия) и "Энергия".

Системы диагностики и аварийной защиты двигателя с применением усовершенствованных методов и средств контроля вибросостояния двигателя, степени износа трущихся пар в ТНА, температуры на входе в турбину ТНА, утечек водорода из систем двигателя и стенда и аппаратуры САЗ позволят:

увеличить коэффициент охвата и предотвращения аварийных ситуаций в процессе испытаний;

проводить испытания верхних ступеней на водородном топливе перспективных РН на стенде НИЦ РКП с полной заправкой бака ДУ (до 6500 кг жидкого водорода).

Библиографический список

1. 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 (51). С. 8–21.
2. Водород. Свойства, получение, хранение, транспортирование, применение: Справ. изд. / Д.Ю. Гамбург, В.П. Семенов и др. М.: Химия, 1989. 672 с.
3. Щетинков Е.С. Физика горения газов. М.: Наука, 1965. 740 с.
4. Галеев А.Г. Исследование безопасных условий воспламенения и дожигания выбросов водорода при стендовых огневых испытаниях ЖРД и их агрегатов: Автореф. дис. канд. техн. наук. М., 1974. 182 с.
5. Бершадский В.А., Галеев А.Г. Стратегия уменьшения опасности стендовых испытаний ракетных двигательных установок // Авиакосмическая техника и технология. 2004. № 2. С. 38–45.
6. Галеев А.Г. Экологическая безопасность при испытаниях и отработке ракетных двигателей. М.: Изд-во МАИ, 2006. 92 с.



КУЧКИН
Владимир Николаевич –
заместитель генерального
директора НИИЦ РКП,
кандидат техн. наук

Экспериментально-теоретическая модель расчета гидравлических характеристик агрегатов стендовых ПГС

В.Н. Кучкин

Дано теоретическое обоснование метода расчета гидравлических характеристик стендовых пневмогидросистем (ПГС), основанного на построении аналитической модели развития турбулентности. Показано, что полученная формула для расчета затрат энергии на развитие турбулентных пульсаций может быть использована для расчета гидравлических характеристик. Представлены экспериментальные результаты, подтверждающие адекватность теоретического расчета, и алгоритм расчета гидравлических характеристик.

V.N. Kuchkin. Experimental And Theoretical Model Of Calculating Hydraulic Performance Of Hydro-Pneumatic Test Systems

The article carries a theoretical grounding of the method that can be used to calculate the hydraulic parameters of hydro-pneumatic test systems, which is based on an analytical model of turbulence. It proves that the formula to assess the energy requirement for the production of turbulent pulses may be used to assess the hydraulic parameters of the system as well. The enclosed experimental results attest to the correctness of the theoretical reasoning, as well as the hydraulic parameter assessment algorithm, which is also put forward.

Расчет гидравлических характеристик стендовых систем подачи рабочих сред на этапе их проектирования является важной и зачастую трудноразрешимой задачей. Неоднозначная зависимость гидравлических сопротивлений от чисел Рейнольдса, характеризующих разные физические среды, общеизвестна и отмечается в работах [1, 2] и др. Современная теория турбулентности, основанная на линеаризации уравнения движения жидкости, не дает удовлетворительных результатов при расчете гидравлических характеристик систем подачи.

Постановка задачи и способ ее решения. Расчет потерь давления на элементах трубопроводных систем подачи жидкости будем проводить исходя из аналитической модели развития турбулентности, основанной на гипотезе Л.Д. Ландау [3] о турбулентности как о предельной стадии развития автоколебаний параметров ламинарного течения. Уравнение, описывающее возбуждение волн в потоке жидкости, получено в работе [4] из уравнений движения в форме Навье–Стокса, неразрывности, состояния и уравнения, отражающего зависимость вязкости жидкости от температуры. Полная система уравнений движения имеет вид

$$\frac{\partial \tilde{\rho}}{\partial t} + \operatorname{div} \tilde{\rho} \tilde{v} = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial \tilde{v}}{\partial t} + (\tilde{v} \nabla) \tilde{v} = -\frac{1}{\tilde{\rho}} \nabla \tilde{p} + \nu \Delta \tilde{v}, \quad (2)$$

$$\tilde{p} = \tilde{p}(\tilde{\rho}). \quad (3)$$

В уравнениях (1)...(3) и далее $\tilde{\rho}$, \tilde{v} , \tilde{p} , ν , \tilde{T} – плотность, скорость, давление, кинематическая вязкость и температура жидкости соответственно; символом "~" обозначены актуальные значения величин.

Для описания турбулентности примем, что параметры жидкости можно представить в виде суммы осредненных (с индексом "0") и пульсационных составляющих. Последние имеют одинаковый порядок малости и являются величинами высшего порядка малости по сравнению с осредненными составляющими. Таким образом,

$$\begin{aligned} \tilde{\rho} &= \rho_0 + \rho; \\ \tilde{v} &= \bar{w} + \bar{u}; \\ \tilde{p} &= p_0 + p; \\ \tilde{T} &= T_0 + T; \\ \tilde{v}\Delta v &= \langle v\Delta v \rangle + v\Delta v\Delta. \end{aligned} \quad (4)$$

С применением формул (4) из системы уравнений (1)...(3) можно получить системы уравнений для описания осредненного и пульсационного течений.

Подставляя в уравнение движения (2) формулы (4) для параметров потока жидкости и пренебрегая величинами второго и высших порядков малости, после дифференцирования по времени и исключения давления с помощью формулы $\frac{\partial p}{\partial t} = \frac{1}{a^2} \frac{\partial p}{\partial t}$, где a – скорость звука, получим уравнение движения в виде

$$\frac{\partial^2 u}{dt^2} + w \text{grad} \left(\frac{\partial u}{dt} \right) - a^2 \Delta u - \frac{\partial(v\Delta v)}{dt} = 0. \quad (5)$$

Уравнение (5) описывает процесс генерирования и распространения возмущений скорости движения жидкости. Второе и четвертое слагаемые уравнения (5) для ньютоновских жидкостей, движущихся со скоростями $v \ll a$, малы по сравнению с первым и третьим слагаемыми и определяют возбуждение или затухание пульсаций. Первое и третье слагаемые описывают процесс распространения волны расхода и составляют обычное волновое уравнение.

Для решения задачи (5) используем метод последовательных приближений, в котором в качестве нулевого приближения решается волновое уравнение

$$\frac{\partial^2 u}{dt^2} - a^2 \Delta u = 0 \quad (6)$$

с соответствующими граничными условиями. Его решение определяет частоты, волновые числа и собственные формы колебаний. В качестве первого приближения решается дифференциальное уравнение второго порядка для амплитуды колебаний, получаемое из уравнения (5) при подстановке в него выражений для собственных форм, которое для возмущений скорости при изобарном течении жидкости имеет вид

$$\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - a^2 \Delta u = \left[-2\delta_0 + \sum_{i=0}^6 \beta_i (i+1)u^i \right] \frac{\partial u}{\partial t}, \quad (7)$$

где u – возмущения скорости – функции времени и координат; a – скорость звука; Δ – оператор Лапласа; δ_0 – коэффициент потерь колебательной энергии; β_i – коэффициенты, учитывающие зависимость вязкости от температуры, среднюю скорость потока и термодинамические параметры жидкости.

Имея в виду, что амплитуды колебаний на частотах высших мод малы, ограничимся частным решением уравнения (7) на первой моде поперечных колебаний, которое для круглого трубопровода имеет вид

$$u(n,t) = AI_0(\mu_0 r / r_0)T(t). \quad (8)$$

Здесь A – числовой коэффициент; $I_0(\mu_0 r / r_0)$ – функция Бесселя нулевого порядка; r_0 – радиус трубопровода; $T(t)$ – зависящая от времени составляющая амплитуды возмущений скорости, которая определяется уравнением

$$T'' + (\Phi_0 + \Phi_2 T^2 + \Phi_4 T^4)T' + \omega^2 T = 0, \quad (9)$$

где ω – круговая частота.

Уравнение (9) получено в процессе решения методом разделения переменных уравнения (7) и широко известно в теории автоколебаний [5]. Величины Φ_0 , Φ_2 , Φ_4 – коэффициенты, зависящие от вязкости жидкости при постоянной температуре, от первой и второй производных вязкости по температуре, средней скорости потока, радиуса трубы, коэффициента потерь колебательной энергии.

В окончательном виде частное решение уравнения (7) по методу, изложенному, например, в работе [5], для режима мягкого возбуждения автоколебаний получено в виде

$$u(r,t) = 2 \sqrt{\frac{\Phi_0}{\Phi_2}} I_0 \left(\frac{\mu_0 r}{r_0} \right) e^{j\omega t}. \quad (10)$$

Генерируемые на местных сопротивлениях автоколебания с амплитудой, рассчитываемой по формуле (4), срываются потоком и образуют турбулентные пульсации.

Преобразование стационарного невозмущенного потока в турбулентный на местном сопротивлении сопровождается перераспределением его энергии в энергию стационарного потока с постоянными средними параметрами и энергию пульсаций с амплитудой, определяемой по формуле (10). Таким образом, за счет отбора энергии от невозмущенного потока, расходуемой на возбуждение пульсаций, давление в потоке с постоянными средними параметрами падает.

Оценка величины падения давления проведена исходя из закона сохранения энергии в форме уравнения Бернулли

$$p_1 + \frac{\rho_1 v^2}{2} = p_2 + \frac{\rho_2 W_2^2}{2} + \frac{1}{\pi r_0^2 T} \int_0^T \int_0^S \frac{|z| \rho u^2(rt)}{2} ds dt. \quad (11)$$

В формуле (11) индексом "1" отмечены параметры потока в области невозмущенного движения, индексом "2" – параметры невозмущенной составляющей в области сформировавшегося турбулентного потока; $|z|$ – абсолютная величина акустического импеданса. В силу предположения об адиабатичности потока активная часть импеданса принята равной нулю. Мнимая часть импеданса пропорциональна произведению круговой частоты на присоединенную массу [6]. Последнее слагаемое в правой части формулы (11) отражает среднюю за период и среднюю по сечению трубопровода составляющую энергии колебательного движения. Поскольку в практически важных случаях области невозмущенного движения и сформировавшегося турбулентного потока расположены близко, т.е. неоднородности гидравлического тракта, на которых генерируются турбулентные пульсации, имеют протяженность порядка длины упругой волны $\lambda = a\omega / (2\pi)$, постольку допущения об адиабатичности потока соответствуют реальности. На этом же основании в уравнении сохранения энергии можно пренебречь слагаемыми, отражающими диссипацию энергии, обусловленную вязким трением, т.е. будем рассматривать маловязкие жидкости. В диапазоне практически важных значений давлений и скоростей потоков применительно к пневмогидравлическим системам подачи жидкостей при анализе уравнения (11) жидкости будем считать несжимаемыми, а источники и стоки в

интервале между областями "1" и "2" отсутствующими. В этом случае справедливы выражения $\rho_1 = \rho_2 = \rho$, $v = W_2$, с учетом которых из уравнения (11) следует формула для определения потерь давления $\Delta p = p_1 - p_2$ в виде $\Delta p = \text{const} \cdot \rho \omega u^2$, в которой ω – круговая частота на режиме первой моды поперечных колебаний; u – амплитуда колебаний скорости.

Формула для расчета перепада давлений Δp достаточно громоздка, численные расчеты Δp весьма трудоемки и возможны при условии выполнимости расчета собственных частот ω . Последнее, как известно, достижимо только в случае весьма простых геометрических конфигураций проточной части системы подачи.

В то же время формула для перепада давлений в общем виде оказывается очень полезной для расчета изменения перепада давлений на конкретном элементе системы подачи при переходе от одной жидкости к другой либо для расчета изменений Δp при изменении конструктивных параметров элемента системы подачи. Для рассматриваемых случаев отношения перепадов давлений с достаточно высокой степенью точности рассчитываются по формуле

$$\frac{\Delta p_1}{\Delta p_2} = \frac{\rho_1 a_1 v_{01} v_1 (\alpha_1)_2}{\rho_2 a_2 v_{02} v_2 (\alpha_1)_1}, \quad (12)$$

которая получена после пренебрежения величинами высших порядков малости.

В формуле (12) индексы "1" и "2" относятся к параметрам разных жидкостей; v_{01}, v_{02} – вязкости жидкостей при температурах эксперимента; α_1 – первая производная вязкости по температуре.

Экспериментальное подтверждение результатов расчета. Проверка соответствия эксперименту расчетов с помощью формулы (12) выполнена при экспериментальных исследованиях гидравлических характеристик фильтра П5.32 [7] в вытеснительных системах подачи воды, жидких кислорода и водорода. Давления перед фильтром и после него поддерживали такими, чтобы исключить возможность вскипания криогенных жидкостей. Сетки с фильтроэлемента были удалены для того, чтобы в ходе экспериментов исключить зависимость гидравлических сопротивлений от загрязнений фильтровых сеток. Экспериментально определенные зависимости перепадов давлений от расхода рабочих сред представлены на рис. 1. Результаты обработки экспериментальных данных в виде зависимости величины $\xi = 2\Delta p / (\rho v^2)$ от числа Рейнольдса представлены на рис. 2. Экспериментально определенные зависимости перепадов давлений от расхода аппроксимированы следующим образом:

для водорода

$$\Delta p = 22,31835 \cdot 10^{-4} Q^{2,5510037}, \quad (13)$$

для кислорода

$$\Delta p = 2,06018 \cdot 10^{-2} Q^{1,874416}, \quad (14)$$

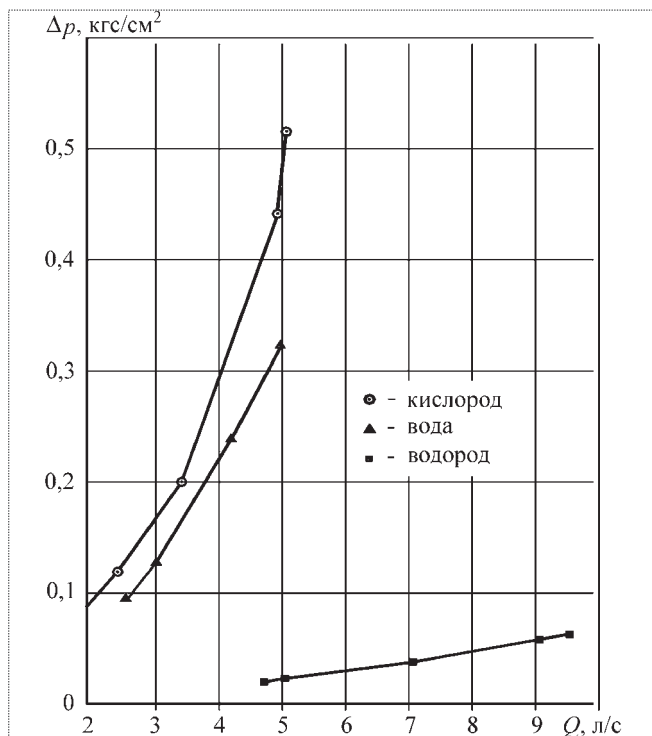


Рис. 1. Зависимость перепада давлений на фильтре П5.32 от расхода Q жидкостей с разными термодинамическими параметрами

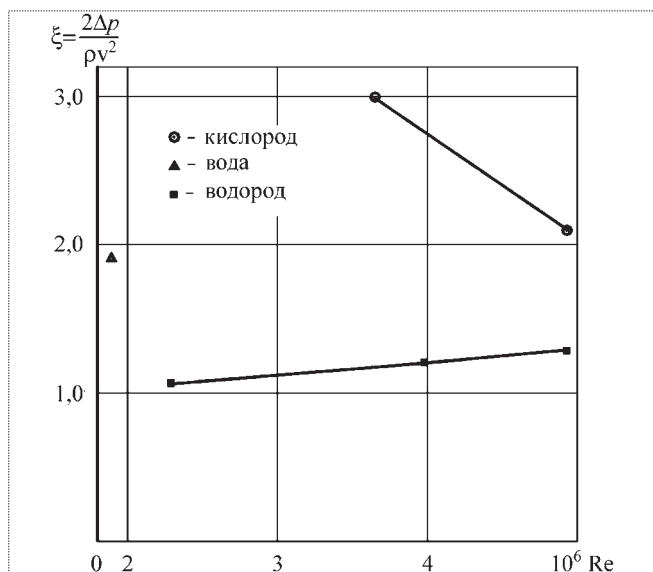


Рис. 2. Зависимость гидравлического сопротивления фильтра П5.32 от чисел Рейнольдса для потоков жидкостей с разными термодинамическими параметрами

для воды

$$\Delta p = 0,014787Q^{1,8824383}, \quad (15)$$

где Q – объемные расходы.

Вязкости жидких водорода, кислорода и воды аппроксимировали в диапазонах температур эксперимента кубическими параболоми:

$$10^6 \eta(T)_{H_2} = 1433,2022 - 144,54195T + 5,412512T^2 - 0,070833T^3;$$

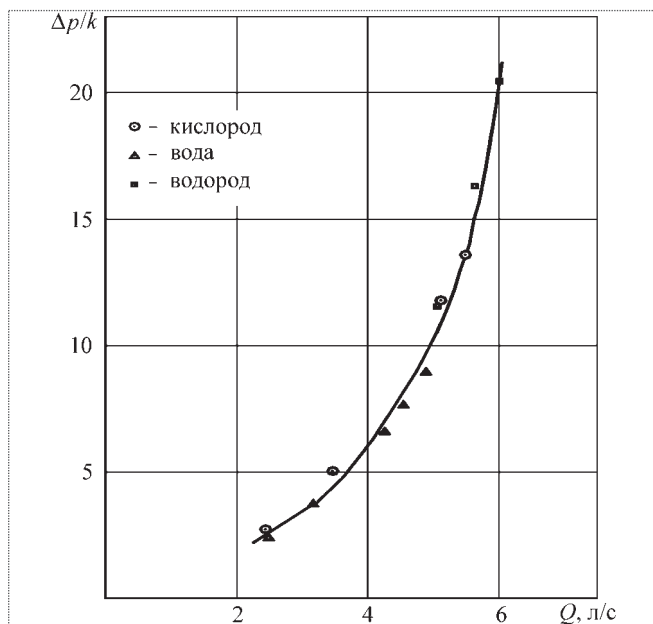


Рис. 3. Зависимости удельного перепада давлений на фильтре П5.32 от расхода для воды, жидких кислорода и водорода

$$10^5 \eta(T)_{O_2} = 4346,5 - 116,56T + 1,106T^2 - 0,0036T^3;$$

$$10^3 \eta(T)_{H_2O} = 106,26025 - 8,7253255(0,1T) + 0,2336221(0,1T)^2 - 0,002083(0,1T)^3.$$

Экспериментально определенные зависимости перепада давлений на фильтре, отнесенного к комплексу $k = \rho av_0 / \alpha_1$, от расхода для криогенных жидкостей и воды представлены на рис. 3. Достаточно хорошее совпадение полученных экспериментально зависимостей удельных перепадов давлений от расходов с аппроксимирующей кривой на рис. 3 показывает, что формула (12) может быть использована для расчетов с достаточной точностью гидравлических характеристик элементов систем подачи взрывоопасных, агрессивных и других подобных сред.

Алгоритм расчета гидравлических характеристик трубопроводных систем подачи. Исходя из представленных экспериментально-теоретических данных расчет потерь давления проводится по следующему алгоритму:

экспериментально определяют зависимости перепадов давлений на агрегатах ПГС от расхода модельной жидкости в диапазоне расходов натурной системы подачи;

экспериментальные зависимости аппроксимируют кубическими параболоми;

рассчитывают с использованием таблиц термодинамических параметров комплексы $\rho av_0 / \alpha_1$ для модельной и натурной жидкостей;

по формуле (12) рассчитывают зависимость перепада давлений на элементе ПГС в натурной системе подачи.

Опыт расчетов гидравлических характеристик $\Delta p = \Delta p(Q)$ для агрегатов стендовых систем подачи натуральных топлив показал, что результаты, полученные с помощью изложенного алгоритма, имеют ошибку, не превышающую 20%. Такая точность расчетов является вполне удовлетворительной на стадии проектирования систем подачи.

Библиографический список

1. Особенности турбулентных течений растворов мицеллообразующих поверхностно-активных веществ / И.Л. Повх, А.Б. Ступин, С.Н. Максютенко, П.В. Асланов, А.П. Симоненко // Механика турбулентных потоков. М.: Наука, 1980.
2. О снижении гидродинамического сопротивления добавками полимеров / Л.И. Седов, Н.Г. Васецкая, В.А. Иоселевич, В.Н. Пилипенко // Механика турбулентных потоков. М.: Наука, 1980.
3. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Гидродинамика. М.: Наука, 1980.
4. Кучкин В.Н., Кучкин К.В. Аналитическая модель развития турбулентных течений для расчета гидравлических характеристик агрегатов // Авиакосмическая техника и технология. 2005. № 3.
5. Андронов А.А., Витт А.А., Хайкин С.Э. Теория колебаний. М.: Физматгиз, 1959.
6. Скучик Е. Основы акустики. Т.1, 2. М.: Мир, 1979.
7. ОСТ 92-9694–91. Фильтры стендовых пневмогидросистем технологические и контрольные. Конструкция.



ПОПОВ
Борис Борисович –
начальник
сектора НИЦ РКП,
кандидат техн. наук

Контроль концентраций водорода на стендах испытаний ракетно-космических систем

Б.Б. Попов

Рассмотрены проблемы контроля опасных газообразных компонентов на испытательных стендах. Показано, что реальное быстродействие газоаналитических датчиков, в работе которых используются явления переноса в газах, определяется скоростью доставки опасной примеси к датчику. Рекомендуется создание экспериментальных установок для отработки в натурных условиях газоаналитических датчиков, обеспечивающих газовую безопасность.

B.V. Popov. Hydrogen Concentration Monitoring At Space Rocket Systems Test Stands

The paper describes common problems of hazardous gaseous propellant monitoring at the test stands. It has been shown that the real response of gas-analysis detectors based on a gas transfer phenomenon is governed by the rate of hazardous impurity transport to a respective sensor. It is recommended that special experimental setups should be constructed for gas detectors development and validation at actual operating conditions, thus ensuring gas emission safety.

Обнаружение выбросов и утечек пожаро-взрывоопасных или токсичных газов является типичной задачей при обеспечении безопасности во многих отраслях промышленности. Воспламенение и взрывы внезапных выбросов и накопленный природного метана в шахтах, водорода на испытательных стендах могут иметь тяжелые последствия. Безопасность наземных испытаний кислородно-водородных двигательных установок (ДУ) и ракетных блоков (РБ), в баках которых находятся многие тонны компонентов топлива, зависит от времени обнаружения внезапных утечек водорода в атмосфере испытательных зон и помещений и их парирования. Задача раннего обнаружения утечек компонентов топлива в практике стендовых испытаний ракетной техники решается с помощью системы контроля опасных накопленных (СКОН). Система пожаро-взрывопреждения (СПВП) включается в работу по сигналу от СКОН. СПВП снижает концентрацию окислителя (воздуха, кислорода) до безопасного уровня или удаляет опасные накопления путем продувки инертным газом в дренаж. В случае самопроизвольного возгорания утечки подаваемый инертный газ предотвращает развитие пожара.

Необходимость упреждающей разработки специализированной газоаналитической аппаратуры для отработки ракеты-носителя "Энергия" отмечалась главным конструктором этой ракеты Б.И. Губановым при ее проектировании [1]. Однако и сегодня надежные приборы для контроля утечек компонентов кислородно-водородного топлива являются дефицитом. С учетом опыта стендовых испытаний кислородно-водородных изделий в ФКП "НИЦ РКП" сформулированы следующие требования к перспективным газоаналитическим датчикам водорода, кислорода и СКОН в целом:

малая инерционность (не превышающая 2 с);

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

нечувствительность датчика концентрации одного из компонентов к появлению в контролируемой газовой среде другого 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.

Указанные требования в основном реализованы в оптоволоконных газоаналитических системах, разработанных фирмами NYMA и Boeing (США). Одна из этих систем успешно применялась для контроля безопасности при запуске ракеты "Дельта-4" [2]. В системе используются принцип моментального сканирования испытательной зоны лазером и свойство избирательного поглощения водородом прямого и отраженного лазерных лучей. Обе системы характеризуются высокими сложностью и стоимостью, отечественных аналогов этих систем нет.

Более распространены 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 кислорода пока невелики.

В работе [3] отмечены задержки в обнаружении опасных накоплений водорода и выдача ложной информации об их появлении на стенде испытаний кислородно-водородных ракетных блоков и ДУ в ФКП "НИЦ РКП". Подобные недостатки снижают доверие к существующим средствам контроля газовой среды, что не позволяет считать решенной проблему безопасности водородных испытаний. Актуальность работ по совершенствованию газоаналитических датчиков и систем контроля обусловлена перспективами использования водорода в ракетной технике.

Сегодня существуют разнообразные датчики, сигнализаторы и основанные на использовании этих датчиков системы контроля горючих, взрывоопасных и окислительных компонентов в газовых средах [4]. Однако для применения новых разработок на ответственных объектах необходимо подтверждение быстродействия, эффективности и безотказности новых газоаналитических датчиков в натуральных условиях их функционирования на водородных стендах. В настоящей статье рассмотрены вероятные причины инерционности существующих СКОН, в работе которых используются газоаналитические датчики, а также

формулируются задачи сравнительных испытаний новых датчиков, предлагаемых разработчиками.

Лабораторные и "натурные" испытания газоаналитических датчиков

Лабораторные испытания газоаналитических датчиков проводятся разработчиками со следующими целями:

выявление диапазона концентраций контролируемого компонента в газовых средах, при котором сохраняются 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 крайних значений диапазонов давлений, температур и влажности среды, в 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 [5, 6]. При этом моделируются все известные комбинации внешних воздействий на датчик. У отечественных разработчиков методики и технологии проведения лабораторных испытаний датчиков существенно различаются, не всегда стандартизованы и, как правило, не вводятся в состав документации, передаваемой пользователям. Для приобретающих газоаналитический датчик пользователей часто остаются неизвестными его реальное 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 так называемые "натурные" испытания опытных образцов новых газоаналитических датчиков. Их цель – подтверждение рабочих и эксплуатационных характеристик в условиях действующего водородного испытательного стенда. Испытываемый датчик устанавливается и подключается в помещении стенда, на котором в это же время ведутся испытания изделий с применением водорода. Программные вариации кон-

центраций 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 появления и удаленность датчика от места течи носят случайный, непредсказуемый характер.

Факторами, препятствующими выявлению действительных характеристик газоаналитических датчиков при подобных "натурных" 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 так называемых "натурных" испытаний газоаналитических датчиков, проведенных на действующих испытательных стендах.

Механизмы доставки контролируемого компонента к датчику

Рассмотрим процесс внешнего переноса фракции в жидкости или газе [7]. Движущей силой любого массопереноса является разность концентраций. Перенос вещества в движущейся среде обусловлен двумя различными механизмами. Первым является то, что 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.

Второй механизм переноса заключается в том, что 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}_k – вектор потока массы переносимого компонента; $\vec{\omega}$ – вектор скорости среды.

Совокупность обоих процессов принято называть конвективной диффузией. Выражение для совместного диффузионно-конвективного переноса получается суммированием потоков (1) и (2). Для потока движущейся несжимаемой жидкости (газа) уравнение диффузионно-конвективного переноса принимает 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 расстоянии 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 в функции времени.

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 собственно газоаналитического датчика в этих условиях не может сократить время задержки, поскольку задержка обусловлена низкой скоростью диффузионного переноса.

Оценим скорости 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 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 $F_{арх}$ для невесомой сферической оболочки, заполненной водородом, в воздухе определяется следующим образом:

$$F_{арх} = 1,33 \pi R^3 (\rho_{возд} - \rho_{H_2}), \quad (5)$$

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

Сила сопротивления движению шаровой оболочки в воздушной среде $T_{тр}$ определяется выражением

$$T_{тр} = 6 \pi \mu R w, \quad (6)$$

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

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

$$w \approx 0,22 R^2 \frac{\rho_{возд} - \rho_{H_2}}{\mu}. \quad (7)$$

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.

Из анализа зависимости, изображенной на рис. 2, следует, 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. 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

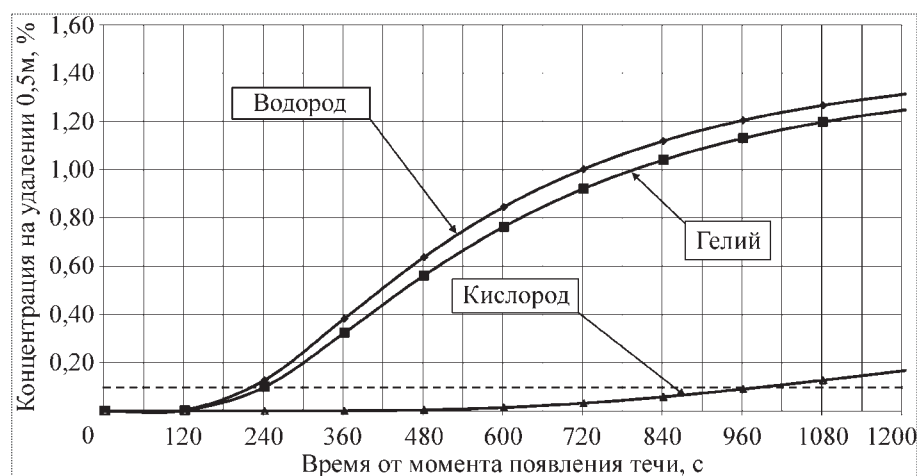


Рис. 1. Концентрации контролируемых компонентов – водорода, гелия и кислорода – в воздухе (азоте) на расстоянии 0,5 м от источника

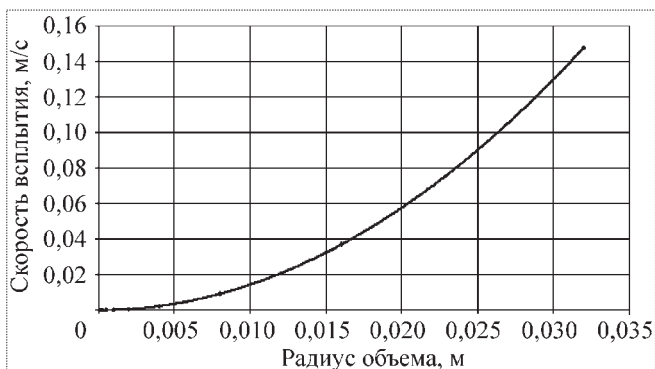


Рис. 2. Скорость всплытия объемов водорода в воздухе

всего на 2...3 м ниже газоаналитического датчика, время подъема водорода к датчику может составлять от 10 до 50 с, что на порядок превышает ожидаемое время реакции датчика (2...4 с).

Решение задачи о распределении локальных концентраций контролируемого компонента в газовых смесях может быть найдено в немногих частных случаях расчетным путем [8] или физическим моделированием полей скоростей и факторов, влияющих на процессы переноса, например наличия преград, ветровой нагрузки [9], что требует значительных затрат.

В работе [10] экспериментально исследовалось всплытие гелия в воздухе, находящемся в вертикальном замкнутом осесимметричном двигательном отсеке РБ под атмосферным давлением. Высота отсека 1,6 м. Гелий вводился в нижней точке отсека, концентрация гелия контролировалась в его верхней точке. В нижнем сечении отсек был оборудован вентилятором, при включении которого начиналась медленная циркуляция воздуха вокруг вертикальной оси отсека. Результаты исследования (рис. 3, а) показывают, что без циркуляции среды непрерывно подаваемый поток гелия разрывается и всплывает в виде отдельных, разобщенных порций, между которыми локальные концентрации гелия достаточно низкие. В верхней точке, под куполом отсека, происходят постепенное накопление гелия и возрастание его концентрации. Это означает, что диффузионное выравнивание локальных концентраций по объему отсека существенно отстает от гравитационной конвекции.

При экспериментах с включенным вентилятором (рис. 3, б) картина резко изменяется. Гелий перемешивается с воздухом в горизонтальных сечениях отсека, концентрация гелия нарастает плавно. По-видимому, гелий всплывает в виде однородной смеси. При этом скорость нарастания концентрации гелия в верхней

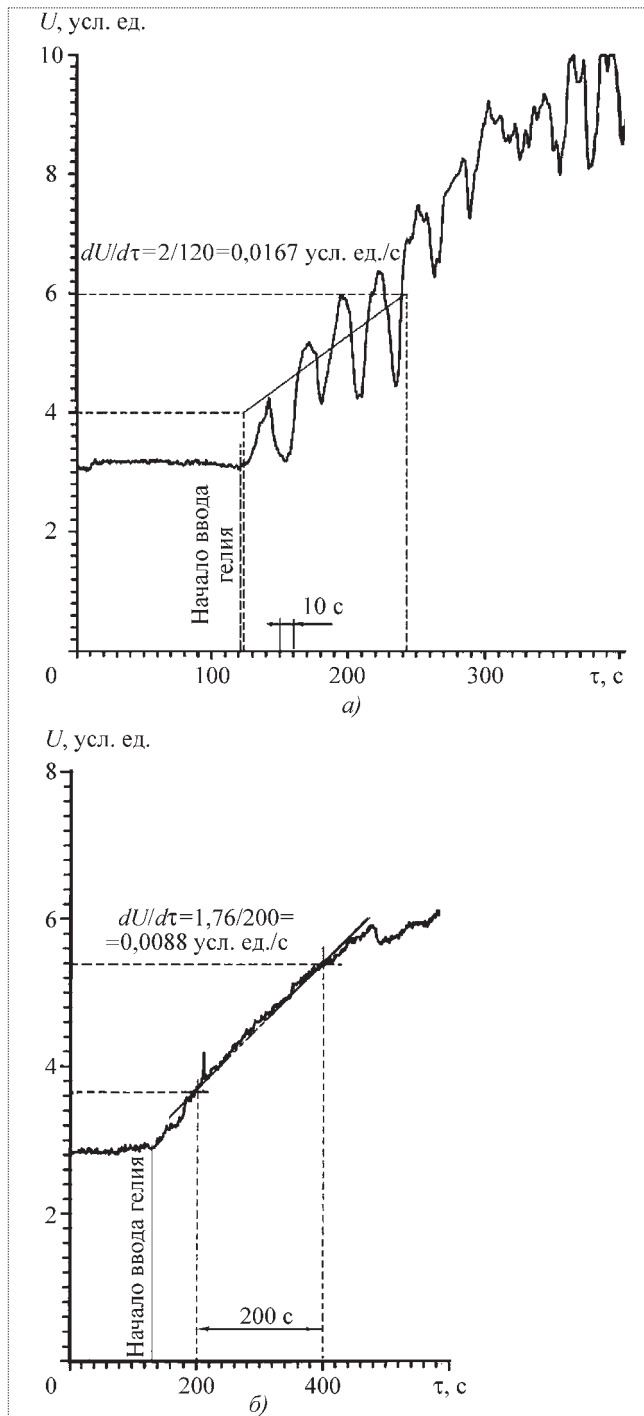


Рис. 3. Концентрация гелия U (условные единицы) в верхней точке отсека:

а – натекание без циркуляции среды; б – натекание при непрерывной циркуляции среды вокруг вертикальной оси; τ – время

точке снижается примерно в два раза по сравнению с экспериментом без циркуляции, что вполне согласуется с тенденцией, выявленной с помощью расчета.

В условиях достаточно медленной гравитационной конвекции и еще более медленной диффузии некорректно решать задачу подтверждения собственного быстродействия газоаналитического датчика. Очевидно, что в этих условиях говорить о корректности "натурных" экспериментов на действующих водородных стендах, проводимых с целью подтверждения паспортного быстродействия газоаналитических датчиков, не имеет смысла.

Физическая модель процесса обнаружения утечек и выбросов

Рассмотрим обобщенную модель процесса обнаружения различных по плотности контролируемых компонентов в газовой среде (рис. 4). Пусть в центре O условной сферы пространства радиусом R в некоторый момент времени возникает утечка контролируемого компонента. Процесс обнаружения локальных концентраций контролируемого компонента осуществляется газоаналитическими датчиками № 1...8, установленными на периферии сферы.

Вертикаль на рис. 4 совпадает с вектором силы тяжести \vec{g} . Известны температура среды T , давление P , плотность ρ_c , скорость W и преобладающее направление ветра. В зависимости от соотношений плотностей контролируемого компонента, скорости ветра, температур среды и компонента будут реализованы все возможные виды переноса.

Для компонентов типа водорода и гелия, более легких, чем основная среда, процессы переноса в пространстве определяются конвекцией (ветровой и гравитационной) и сравнительно медленной диффузией в газе. При $W \approx 0$ наиболее вероятно перемещение образовавшегося облака контролируемого компонента в верхнюю полусферу окрестности точки O , где компонент будет обнаружен датчиками № 2, 3 и 4. Наглядной моделью процесса является истечение струйки горячего дыма в воздух. Время задержки обнаружения течи может быть оценено с помощью рассмотренных выше теоретических моделей.

Для компонентов тяжелее воздуха, типа кислорода, а также некоторых углеводородов, наиболее вероятно перемещение образовавшегося облака в нижнюю полусферу окрестности течи, где при $W \approx 0$ на утечку реагируют датчики № 6, 7 и 8. Наглядной моделью, близкой к реальному поведению тяжелых газов, является распространение стелящегося тумана при температурной инверсии в спокойной атмосфере.

Датчики № 1 и 5, установленные на одной высоте с местом течи, могут оказаться малоэффективными при

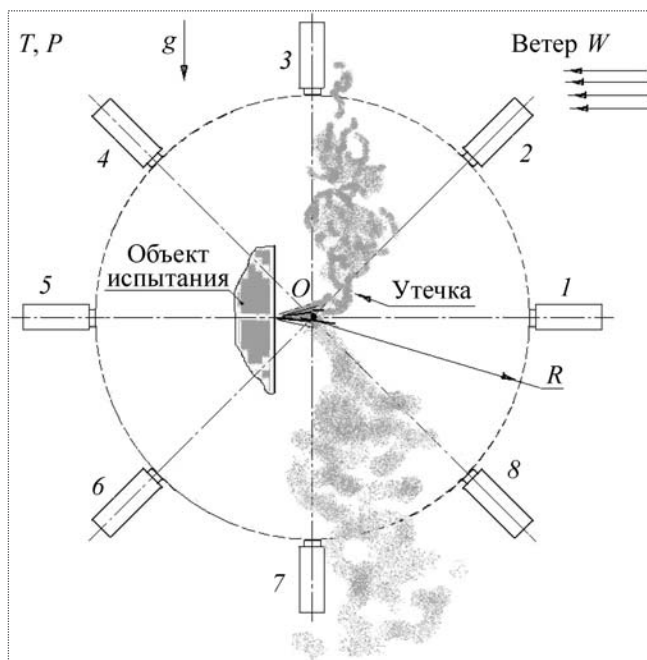


Рис. 4. Физическая модель обнаружения утечек

появлении утечки любой плотности. Удаление R датчиков от точки предполагаемой течи при прочих равных условиях вызывает задержку передачи информации о появлении утечки. В случае когда датчики № 2, 4, 6, 8 и точка O находятся на разных вертикалях, скорость реакции датчика на появление утечки контролируемого компонента будет определяться наличием и направлением ветровой конвекции.

Рассмотренная физическая модель должна быть исследована экспериментально с целью оптимизации расстановки датчиков на действующих стендах, проверки их реального быстродействия, селективности и надежности в натурных условиях функционирования [12]. Результаты исследований позволят минимизировать число газоаналитических датчиков с известным собственным быстродействием, необходимое для гарантированного получения информации об утечке контролируемого компонента с допустимой временной задержкой.

Выводы

1. Реальное быстродействие газоаналитических датчиков, базирующихся на использовании процессов конвективного и диффузионного переноса, определяется в основном скоростью доставки контролируемого компонента от места выброса (утечки) к чувствительному элементу датчика.

2. Безопасность испытаний на водородных стендах зависит от характеристик быстродействия, селективности и надежности применяемых газоаналитических датчиков в большей степени, чем от их точности.

3. Газоаналитические датчики, приобретаемые на современном приборном рынке, нуждаются в экспериментальном подтверждении рабочих характеристик в натуральных условиях их функционирования на водородных стендах с целью получения необходимых показателей надежности.

Библиографический список

1. **Губанов Б.И.** Триумф и трагедия "Энергии". Размышления главного конструктора. Т. 3. "Энергия" – "Буран". Н. Новгород, НИЭР. 1998.
2. **Патент США № 653658**, НКИ 385/12, МКИ G02B6/00. Hydrogen sensor apparatus and method fabrication / E. Men-doza, A. Menon. 2003.
3. **Разработка** мероприятий по обеспечению безопасности стенда при огневых и холодных испытаниях разгонного блока с заправкой 4,5 т жидкого водорода. Разработка методических основ наземной отработки кислородно-водородных ДУ разгонного блока для длительной работы в космосе в режиме многократных включений // Отчет ФГУП НИИХиммаш, 2004.
4. **Газоанализаторы** водорода в стендовых системах // Отчет о патентных исследованиях. № ОПИ-37-104–2001. ФГУП НИИХиммаш. 2001.
5. **Salyk O. and Castello P.** Технические характеристики и области применения установки для испытаний водородных датчиков // Альтернативная энергетика и экология. 2006. № 5 (37).
6. **Salyk O. and Castello P.** Hydrogen sensors in systems for alternative fuels // Environmental Chemistry & Technology, Chem. Listy, 99. 2005.
7. **Романков П.Г., Рашковская Н.Б., Фролов В.Ф.** Мас-сообменные процессы химической технологии. Л.: Химия, 1975.
8. **Гершуни Г.З., Жуховицкий Е.М.** Конвективная устойчивость несжимаемой жидкости. М.: Наука, 1972.
9. **Оценка** возможностей и определение условий формирования опасных ситуаций при стендовых испытаниях изделий типа 12КРБ с использованием большого количества водорода // Отчет по научно-исследовательской работе. НИИ гигиены и профпатологии. СПб., 1994.
10. **Исследование** методики контроля герметичности двигателя КВД1 в составе изделия 12КРБ при испытаниях на стенде // Научно-технический отчет по ОКР. ФГУП НИИХиммаш, 1998.
11. **ГОСТ 24032–80.** Приборы шахтные газоаналитические. Общие технические требования. Методы испытаний.
12. **Установка** для сравнительных испытаний газоаналитических датчиков с имитацией натуральных условий функционирования / А.Г. Галеев, Б.Б. Попов. Заявка на выдачу патента на полезную модель № 2009130189 от 05.08.2009.

Стационарное одномерное движение газовых пузырей

В.Н. Кучкин



КУЧКИН
Владимир Николаевич —
заместитель генерального
директора по испытаниям
НИЦ РКП,
кандидат техн. наук

Представлено решение задачи о движении газовых пузырей, аппроксимированных сплюснутыми в направлении движения эллипсоидами вращения. Выполнен расчет геометрических параметров пузыря и скорости его движения. Представлено сравнение рассчитанных скоростей всплывания пузырей в жидкости с экспериментально определенными скоростями, подтверждающее хорошее совпадение результатов в диапазоне до $Re \leq 4000$.

V.N. Kuchkin. Stationary one-dimensional movement of gas cavities

The problem solving on movement of the gas cavities approximated by flattened in a direction of movement by ellipsoid of rotation is given, calculation of geometrical parameters of the cavity and speed of its movement is executed. Comparison of the calculated speeds of emersion of cavities in liquid with experimentally fixed speeds, confirming good coincidence of results in a range up to $Re \leq 4000$ is given.

Задача о движении пузырей в жидкости является частью задачи о движении двухфазных потоков пузырьковой структуры. Применительно к практике отработки ракетно-космической техники на газосодержащих компонентах ракетных топлив необходимо решение задачи о движении газовых пузырей в диапазоне чисел Рейнольдса $100 \leq Re \leq 4000$.

Общим для известных подходов [1–4] к решению задач о движении пузырей является предположение о потенциальности движения сферических пузырей в жидкости и попытки учета влияния на характеристики движения циркуляции газа внутри пузырька, плотности газа и жидкости, неравномерности касательных напряжений на границе раздела фаз. Представление пузырей сферами позволяет получать удовлетворительные результаты только для $Re \leq 200$.

Более удачная аппроксимация формы пузырей эллипсоидами вращения, безотрывно на границе раздела фаз обтекаемых жидкостью, представленная в работе [5], позволяет расширить диапазон удовлетворительного соответствия расчетных и экспериментальных скоростей движения до $Re \leq 2000$.

Постановка задачи. Найти решение задачи о скорости движения пузырей, размер которых соответствует числам $Re \leq 4000$. Для этого результаты работы [5] будут использованы в качестве первого приближения.

Рассчитывая условия отрыва струй жидкости от кормовой части пузыря, решение распространим в область $Re > 2500$. Одновременно будем учитывать, что движение пузырей происходит в вертикальных трубах с жидкостью.

Математически рассматриваемая задача о скорости движения жидкости вокруг эллипсоидального пузыря подобна задаче в работе [5]:

$$\Delta\varphi = 0; \quad (1)$$

$$\vec{U} = \nabla\varphi; \quad (2)$$

$$\left[\frac{1}{H_2} \frac{\partial\varphi(\xi, \eta)}{\partial\eta} \right]_{\substack{cch\xi=R_0 \\ \eta=0}}^c = -U; \quad (3)$$

$$\frac{\partial \vec{U}}{\partial n} = 0 \text{ на поверхности пузыря,} \quad (4)$$

где H_2 – метрический коэффициент.

Решение задачи (1)–(4) удобно провести в эллипсоидальной системе координат (СК) с началом, совмещенным с центром масс пузыря, и связанной с декартовой СК соотношениями

$$\begin{aligned} x &= c \operatorname{ch} \xi \cos \eta \cos \psi; \\ y &= c \operatorname{ch} \xi \cos \eta \sin \psi; \\ z &= c \operatorname{sh} \xi \sin \eta, \end{aligned} \quad (5)$$

где $0 \leq \xi \leq \infty$; $-\pi/2 \leq \eta \leq \pi/2$; $0 \leq \varphi \leq 2\pi$; $0 \leq c < \infty$.

Координатными поверхностями системы (5) являются семейства софокусных эллипсоидов и однополостных гиперолоидов вращения. Условие (3) означает, что начало отсчета выбранной СК движется относительно трубопровода с некоторой скоростью. Нетрудно получить [4] решение для потенциала скоростей в виде

$$\varphi(\xi, \eta) = -\frac{U c \sin \eta}{M} [B \operatorname{sh} \xi - \operatorname{sh} \xi \operatorname{arctg} \operatorname{sh} \xi - 1]; \quad (6)$$

$$M = \operatorname{arctg} \operatorname{sh} \xi_0 + \frac{\operatorname{th} \xi_0}{\operatorname{ch} \xi_0} - \operatorname{arctg} \operatorname{sh} a - \frac{1}{\operatorname{sh} a}. \quad (7)$$

Если радиус трубы $R_r = c \operatorname{sh} a$ увеличивать до бесконечности, то $a \rightarrow \infty$, $c = \operatorname{const}$ и

$$\lim_{a \rightarrow \infty} M = \operatorname{arctg} \operatorname{sh} \xi_0 + \frac{\operatorname{th} \xi_0}{\operatorname{ch} \xi_0} - \frac{\pi}{2}. \quad (8)$$

В этом случае задача сводится к движению пузыря в безграничной жидкости. Скорость жидкости в окрестности пузыря, движущегося вдоль оси вертикальной трубы, определяется формулами

$$u_\xi = -\frac{U \sin \eta}{M \sqrt{\operatorname{ch}^2 \xi - \cos^2 \eta}} [B \operatorname{ch} \xi - \operatorname{ch} \xi \operatorname{arctg} \operatorname{sh} \xi - \operatorname{th} \xi]; \quad (9)$$

$$u_\eta = -\frac{U \cos \eta}{M \sqrt{\operatorname{ch}^2 \xi - \cos^2 \eta}} [B \operatorname{sh} \xi - \operatorname{sh} \xi \operatorname{arctg} \operatorname{sh} \xi - 1], \quad (10)$$

где принято обозначение $B = \operatorname{arctg} \operatorname{sh} \xi_0 - \operatorname{th} \xi_0 / \operatorname{ch} \xi_0$.

Способ, использованный при нахождении скорости жидкости \vec{U} в окрестности пузыря, обеспечивает равенство скоростей как вязкой несжимаемой, так и идеальной жидкостей, поскольку их решение получено из одного уравнения (1).

Непрерывный обмен энергией упорядоченного движения между софокусными слоями вязкой несжимаемой жидкости приводит к уменьшению механической энергии слоя, непосредственно прилегающего к пузырю, по сравнению с энергией такого же слоя идеальной жидкости. Следовательно, если принимать кинематические параметры потоков вязкой и идеальной жидкостей на поверхности пузыря везде равными, то для обеспечения равенства необходимо потребовать, чтобы в любом сечении слоев ниже по потоку от лобовой точки ($\xi = \xi_i$, $\eta = \pi/2$) давления идеальной p_U и вязкой несжимаемой $p_{U\mu}$ жидкостей были связаны соотношением

$$p_{U\mu} = p_U - p_\mu. \quad (11)$$

Слагаемое p_μ , которое отражает влияние оттока энергии в направлении нормали к слою прилегающей к пузырю жидкости и обеспечивает эквивалентность кинематических характеристик потоков идеальной и вязкой несжимаемой жидкостей, можно рассчитать, исходя из требования равенства скоростей и ускорений этих жидкостей.

Уравнение установившегося движения жидкости на поверхности пузыря имеет вид [6] для идеальной

$$\rho[(\vec{U}\nabla)\vec{U} - \vec{F}]_\eta = [\nabla(-p_U I)]_\eta; \quad (12)$$

для несжимаемой вязкой

$$\rho[(\vec{U}\nabla)\vec{U} - \vec{F}]_\eta = [\nabla \Pi]_\eta. \quad (13)$$

Здесь нижний индекс η указывает, что оба уравнения написаны для проекции на касательную к поверхности газового пузыря; I – единичный тензор; Π – тензор напряжений вязкой жидкости, связанный с тензором скоростей деформации \dot{S} несжимаемой вязкой жидкости соотношением $\Pi = 2\mu\dot{S} - p_{U\mu} I$.

В явном виде компоненты тензора напряжений, необходимые для дальнейших выкладок, имеют вид

$$\begin{aligned} p_{\xi\xi} &= -p_{U\mu} + \frac{2\mu U \sin \eta}{c M \operatorname{ch}^2 \xi_0 (\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta)} \times \\ &\times \left[\frac{\cos^2 \eta}{\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta} + 2 \right]; \end{aligned} \quad (14)$$

$$p_{\eta\eta} = -p_{U\mu} - \frac{2\mu U \sin \eta}{c M \operatorname{ch}^2 \xi_0 (\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta)}; \quad (15)$$

$$p_{\xi\eta} = -\frac{2\mu U \cos \eta \operatorname{th} \xi_0}{c M (\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta)^2}. \quad (16)$$

В силу равенства левых частей уравнений (12), (13), обеспеченного общностью задачи о потенциале скоростей и равенством массовых сил \vec{F} , при вычитании выражения (12) из выражения (13) получаем

$$\nabla(\Pi + p_U I)_{\eta, \xi_0} = 0. \quad (17)$$

С учетом (11) и явного вида составляющих тензора напряжений $p_{\eta\eta}$, $p_{\xi\xi}$ формула (17) принимает вид

$$\left\{ \nabla \left[\vec{i}_\eta \left(p_\mu - \frac{2\mu U (\sin \eta + \cos \eta \operatorname{sh} \xi_0 \operatorname{ch} \xi_0)}{c M \operatorname{ch}^2 \xi_0 (\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta)} \right) \right] \right\}_{\eta, \xi_0} = 0,$$

откуда

$$p_\mu = \frac{2\mu U (\sin \eta + \cos \eta \operatorname{sh} \xi_0 \operatorname{ch} \xi_0)}{c M \operatorname{ch}^2 \xi_0 (\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta)} + D_1(\xi_0). \quad (18)$$

Давление идеальной жидкости p_U после интегрирования (12) определяется по формуле

$$p_U = -\rho g c \operatorname{sh} \xi_0 \sin \eta - \frac{\rho U^2}{2 M^2 \operatorname{ch}^2 \xi_0 (\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta)} + D_2(\xi_0), \quad (19)$$

в которой первое слагаемое правой части отражает действие гравитационных сил. Постоянные интегрирования $D_1(\xi_0)$ и $D_2(\xi_0)$ определяются из граничного условия для давления жидкости на лобовую часть пузыря:

$$p_{U\mu}(\xi_0, \pi/2) = p_0 + \frac{\rho U^2}{2}, \quad (20)$$

где p_0 – давление в точке $(\xi_0, \eta = \pi/2)$ при $U = 0$, т.е. гидростатическое давление, а второе слагаемое выражает динамическое приращение давления.

Из формулы (20) с учетом (11), (18), (19) следует, что

$$D_2(\xi_0) - D_1(\xi_0) = p_0 + \rho g c \operatorname{sh} \xi_0 + \frac{2\mu U}{c M^2 \operatorname{ch}^4 \xi_0} + \frac{\rho U^2}{2} \left(1 + \frac{1}{M^2 \operatorname{ch}^4 \xi_0} \right),$$

а давление вязкой несжимаемой жидкости на поверхность пузыря определяется формулой

$$p_{U\mu} = p_0 + \rho g c \operatorname{sh} \xi_0 (1 - \sin \eta) + \frac{2\mu U}{c M \operatorname{ch}^2 \xi_0} \left(\frac{1}{\operatorname{ch}^2 \xi_0} - \frac{\sin \eta + \cos \eta \operatorname{sh} \xi_0 \operatorname{ch} \xi_0}{\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta} \right) + \frac{\rho U^2}{2} \left[1 - \frac{\cos^2 \eta}{M^2 \operatorname{ch}^4 \xi_0 (\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta)} \right]. \quad (21)$$

Можно отметить, что полученное выражение давления несжимаемой вязкой жидкости в виде (21) или (11) не противоречит основному допущению теории вязкой жидкости о совпадении тензоров напряжений в идеальной и вязкой жидкостях при отсутствии движения, так как при $U = 0$ $p_\mu = 0$.

Расчет скорости установившегося движения. Скорость установившегося движения пузыря можно определить из условия равенства нулю сил, действующих на пузырь:

$$\int_S p_{\xi\xi} \vec{n} dS + \int_S p_{\xi\eta} \vec{\tau} dS = 0,$$

где \vec{n} , $\vec{\tau}$ – единичные векторы внешней нормали и касательной к поверхности пузыря. Причем, по расчетам,

$$\begin{aligned} |\vec{n}| &= \frac{\operatorname{ch} \xi_0 \sin \eta}{\sqrt{\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta}}; \\ \vec{\tau} &= -\frac{\operatorname{sh} \xi_0 \cos \eta}{\sqrt{\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta}}. \end{aligned} \quad (22)$$

После интегрирования выражения (21) с учетом формул (14), (16), (22) и формулы для дифференциала площади $dS = 2\pi c^2 \operatorname{ch} \xi_0 \cos \eta \sqrt{\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta} d\eta$ для потенциального безотрывного обтекания в пределах $-\pi/2 \leq \eta \leq \pi/2$ получим уравнение баланса сил в виде

$$\begin{aligned} \frac{4}{3} \pi \rho g c^3 \operatorname{sh} \xi_0 \operatorname{ch}^2 \xi_0 + \frac{8\mu U \pi c}{M} \left(1 + \frac{1 - \operatorname{sh}^2 \xi_0}{\operatorname{sh} \xi_0} \operatorname{arctg} \frac{1}{\operatorname{sh} \xi_0} \right) + \\ + \frac{8\mu U \pi c}{M} \left(1 - \operatorname{sh} \xi_0 \operatorname{arctg} \frac{1}{\operatorname{sh} \xi_0} \right) = 0. \end{aligned} \quad (23)$$

Первое слагаемое (23) отражает действие гидростатического давления и представляет собой силу Архимеда F_A . Отсутствие в F_A плотности газа обусловлено пренебрежением влияния этой величины и, как следствие, отсутствием в (23) интеграла напряжений по внутренней поверхности пузыря. В общем случае под плотностью ρ следует понимать разность плотностей жидкости и газа.

Второе слагаемое учитывает силу $F_{\mu\xi}$, которая имеет место за счет сил касательного и нормального напряжений (их вклад одинаков и составляет половину второго слагаемого).

Третье слагаемое учитывает силу $F_{\mu\eta}$, обусловленную вязкостью.

При $R_\tau \rightarrow \infty$ заменой по формуле (8) в формуле (23) получается выражение зависимости скорости всплы-

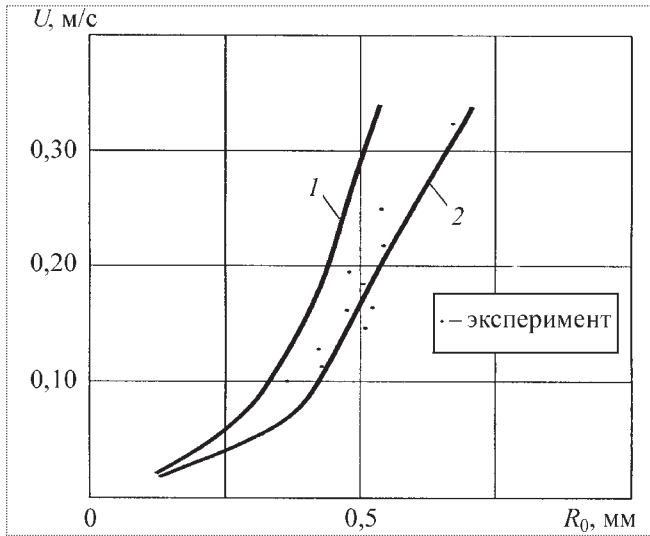


Рис. 1. Скорость всплывания воздушных пузырей в воде: 1 – расчет по формуле из [8]; 2 – расчет по формуле (24)

вания газового пузыря в безграничной жидкости от геометрических параметров ξ_0 и c пузыря.

Совершая предельный переход в (23) при $R_r = \infty$, $c \rightarrow 0$, $\xi_0 \rightarrow \infty$, $c \operatorname{ch} \xi_0 = R_0$ (R_0 – радиус сферического пузыря), легко получить формулу для расчета скорости всплывания сферического пузыря в безграничной жидкости в виде

$$\frac{4}{3} \rho \mu g R_0^3 - 20 \mu U \pi R_0 = 0. \quad (24)$$

Формула (24) вполне пригодна для расчета сил сопротивления $F_\mu = 20 \mu U \pi R_0$ для определения скоростей всплывания газовых пузырей малых размеров.

Расчет скорости всплывания сферических воздушных пузырей в воде при нормальных условиях, проведенный по формуле (24), иллюстрируется рис. 1. Точками отмечены экспериментальные значения скорости. Кривая 1 соответствует теоретической формуле из работы [7], кривая 2 – расчету по формуле (24):

$$U = \frac{R_0^2 g}{15 \mu}. \quad (25)$$

Причина расхождения теоретических формул кроется в том, что при получении формулы в работе [7] дифференцирование энергии, диссипированной вязкой жидкостью, осуществлялось по средней скорости жидкости на поверхности пузыря.

Расчет геометрических параметров пузыря. Расчет параметров формы газового пузыря, т.е. величин ξ_0 и c_1 , удобно вести, исходя из уравнения Лапласа

$$p_n - p = \sigma \left(\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right), \quad (26)$$

где R_1 и R_2 – главные радиусы кривизны, получаемые при главных нормальных сечениях поверхности с учетом формулы (21), описывающей давление вязкой жидкости на границу раздела фаз.

Поскольку уравнение Лапласа удовлетворяется во всех точках границы раздела, то, потребовав его выполнения в точках с координатами $(\xi_0, \pi/2)$ и $(\xi_0, 0)$, получим уравнения

$$\frac{\rho U^2}{2} = \frac{2 \sigma}{c \operatorname{ch} \xi} \left(\sqrt[3]{\operatorname{cth} \xi_0} - \operatorname{th} \xi_0 \right); \quad (27)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\rho U^2}{2} \left(1 - \frac{1}{M^2 \operatorname{sh}^2 \xi_0 \operatorname{ch}^4 \xi_0} \right) + \\ & + \frac{2 \mu U}{c L \operatorname{ch}^2 \xi} \frac{\operatorname{sh} \xi_0 - \operatorname{ch}^2 \xi_0}{\operatorname{sh} \xi_0 \operatorname{ch} \xi_0} + \rho g c \operatorname{sh} \xi_0 = \\ & = \frac{\sigma}{c \operatorname{ch} \xi_0} \left[2 \left(\sqrt[3]{\operatorname{cth} \xi_0} - \operatorname{cth}^2 \xi_0 \right) + \frac{1}{\operatorname{sh}^2 \xi_0} \right]. \end{aligned} \quad (28)$$

В процессе вывода формул (27) и (28) использовано условие $p_n - p_0 = 2 \sigma / R_0$, выполняющееся для неподвижного сферического пузыря в неподвижной жидкости. В дальнейшем под величиной R_0 будет подразумеваться эквивалентный радиус газового пузыря $R_0 = c \operatorname{ch} \xi_0 \sqrt[3]{\operatorname{th} \xi_0}$. Исключая из системы уравнений (27), (28) скорость всплывания пузыря U , получаем уравнение, определяющее связь между геометрическими параметрами c и ξ_0 :

$$\begin{aligned} & \left(\sqrt[3]{\operatorname{cth} \xi_0} - \operatorname{th} \xi_0 \right) \left(1 - \frac{1}{M^2 \operatorname{sh}^2 \xi_0 \operatorname{ch}^4 \xi_0} \right) + \operatorname{cth}^2 \xi_0 - \sqrt[3]{\operatorname{cth} \xi_0} - \\ & - \frac{1}{2 \operatorname{cth} \xi_0} + \frac{2 \mu}{M} \sqrt{\frac{\sqrt[3]{\operatorname{cth} \xi_0} - \operatorname{th} \xi_0}{\sigma \rho \operatorname{ch} \xi_0}} \frac{\operatorname{sh} \xi_0 - \operatorname{ch}^2 \xi_0}{\operatorname{sh} \xi_0 \operatorname{ch}^3 \xi_0} + \\ & + \frac{\rho g c^2 \operatorname{sh} \xi_0 \operatorname{ch}^2 \xi_0}{2 \sigma} = 0. \end{aligned} \quad (29)$$

Уравнение (29) учитывает влияние на форму пузыря гидростатического давления (последнее слагаемое) и влияние стенок трубы (коэффициент M). Расчеты параметров формы пузырей, движущихся в вертикальных трубах с водой при нормальных термодинамических условиях, иллюстрируются рис. 2.

По оси абсцисс на рис. 2 отложен эксцентриситет эллипсоидального пузыря $\varepsilon = 1 / \operatorname{ch} \xi_0$, а по оси ординат – радиус эквивалентного сферического пузыря. Предпоследнее слагаемое уравнения (29), отражающее влияние вязкости на параметры ξ_0 и c , из-за малости членов, содержащих вязкость воды, оказалось

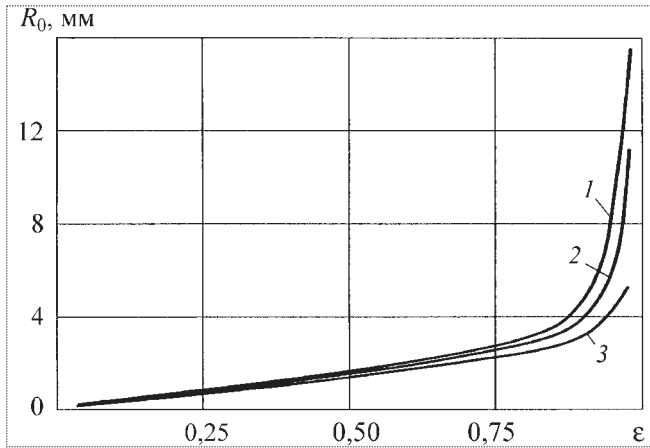


Рис. 2. Зависимость эксцентриситета пузыря от радиуса эквивалентного пузыря:
 1 – в безграничной жидкости; 2, 3 – в трубах радиусом 40 и 20 мм соответственно

малым по сравнению с остальными, поэтому в расчет не принималось. Кривая 1 соответствует параметрам ξ_0, c пузыря в безграничной жидкости, а кривые 2 и 3 – параметрам пузырей в трубах радиусом 40 и 20 мм соответственно. Видно, что влияние стенок трубы на форму пузыря проявляется только при $R_0/R_r \geq 0,2$, поэтому при $R_0 \geq 0,2R_r$ расчет движения пузыря в вертикальных трубах можно вести по схеме расчета движения в безграничной жидкости.

Решение задачи о потенциальном безотрывном движении пузыря, включающее уравнения (23), (29), в дальнейшем будет рассматриваться в качестве первого приближения. Из экспериментальных исследований известно [8], что по мере роста объема пузыря область схода потока перемещается от точки с координатами $(\xi_0, -\pi/2)$ в сторону $(\xi_0, \eta = 0)$, т.е. к экватору пузыря. Фотографии, приведенные в работе [8], убедительно иллюстрируют это утверждение.

Таким образом, для повышения точности теоретических результатов необходимо учесть влияние на динамические и кинематические характеристики движения пузыря отрыва потока в его кормовой части зоны.

Модель и динамика зоны отрыва потока. На поверхности пузыря элементарные частицы жидкости dU удерживаются силами давления потока \bar{P} . В качестве элементарных частиц удобно рассмотреть слои, ограниченные границей раздела фаз и эквипотенциальной поверхностью, отстоящей от границы пузыря на расстоянии $h = c d\xi \sqrt{\text{ch}^2 \xi - \cos^2 \eta}$, заключенные в диапазоне углов $[\eta, \eta + d\eta], [\psi, \psi + d\psi]$. При этом

$$|\bar{P}| = \left[\frac{\partial p_n(\xi, \eta)}{\partial \xi} \right] d\xi dS \bar{n}, \quad (30)$$

где $dS = c^2 \text{ch} \xi_0 \cos \eta \sqrt{\text{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta} dy d\psi$ – элемент площади; $p_n(\xi, \eta) = p_{\xi\xi} \bar{n} dS + p_{\xi\xi} \bar{\tau} dS$ – нормальная поверхности пузыря сила давления жидкости.

В системе координат, связанной с подвижным элементом объема dV , его отрыв от криволинейной поверхности пузыря соответствует условиям движения, при которых центробежная сила $|\bar{N}| > |\bar{P}|$:

$$N = \rho dV \frac{U_{\eta_0}^2}{R}, \quad (31)$$

где $dV = c \sqrt{\text{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta} d\xi dS$ – элементарный объем;

$R = c \frac{\text{ch} \xi_0 (\text{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta)^{3/2}}{\text{sh} \xi_0 (2 \text{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta)}$ – радиус кривизны поверхности раздела фаз;

$U_{\eta_0} = \frac{U \cos \eta}{M \text{ch}^2 \xi_0 \sqrt{\text{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta}}$ – скорость потенциального потока жидкости на поверхности пузыря при $\xi = \xi_0$.

Для маловязких жидкостей типа воды нормальное давление p_n с точностью до величин второго и более высоких порядков малости совпадает с гидродинамическим. Поэтому в таких жидкостях для упрощения выкладок давление на поверхность элементарного объема dV , удаленную на расстояние h от границы пузыря, с достаточной степенью точности определится формулой

$$p_n(\xi_0 + d\xi, \eta) = p_0 + \frac{\rho U^2}{2} + \rho g c \text{sh} \xi (1 - \sin \eta) - \rho g c \sin \eta \sqrt{\text{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta} d\xi + \frac{\rho U^2 [B \text{sh} \xi - \text{sh} \xi \arctg \text{sh} \xi - 1]^2}{2 M^2} \left(1 - \frac{\text{ch}^2 \xi_0}{\text{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta} \right). \quad (32)$$

С учетом формул (30), (31) условие отрыва элементарного объема жидкости dV от поверхности пузыря приобретает вид

$$1 - \sin \eta_k - \sin \eta_k \sqrt{1 - \frac{\cos^2 \eta_k}{\text{ch}^2 \xi_0}} + \frac{U^2 \text{sh} \xi_0}{M^2 g c \text{ch}^4 \xi_0} \times \left[\frac{\cos^2 \eta_k}{(\text{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta_k)^2} + \frac{\cos^2 \eta_k (2 \text{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta_k)}{\text{ch}^2 \xi_0 \sin \eta_k (\text{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta_k)^{3/2}} \right] \geq 0. \quad (33)$$

Угол η_k соответствует максимальному углу, до достижения которого течение является потенциальным и безотрывным. В интервале углов $\pi/2 > \eta > -\pi/2$ расчет характеристик движения аналогичен рассмотренному выше. В интервале $\eta_k > \eta \geq -\pi/2$ существует вихревая зона, в которой скорости на поверхности пузыря в системе координат, движущейся с пузырем, близки к нулю, а давление в силу этого складывается из внешнего P_0 и гидростатического. При углах η_k , незначительно отличающихся от $-\pi/2$ (с точки зрения разницы давлений в точках (ξ_i, η_k) и $(\xi_0, -\pi/2)$), кривизна поверхности пузыря в большей степени определяется гидростатическим (а не гидродинамическим) давлением, поэтому влиянием отрыва потока на изменение параметров формы (ξ_0, c) по сравнению с параметрами при безотрывном потоке, можно пренебречь.

Таким образом, определяя (ξ_0, c) по формуле (29), расчет кинематических и динамических характеристик установившегося движения пузырей с отрывом потока следует вести, исходя из уравнения

$$\int (p_{\xi\xi} \bar{n} + p_{\xi\eta} \bar{\tau}) dS = 0, \quad (34)$$

в котором $p_{\xi\xi}$ и $p_{\xi\eta}$ — нормальное и касательное напряжения, определяемые по формулам (14), (16); \bar{n} и $\bar{\tau}$ — единичные векторы.

В зоне потенциального течения $\pi/2 \geq \eta \geq \eta_k$ подынтегральное выражение формулы (34) имеет вид

$$\left\{ -p_o - \rho g c \operatorname{sh} \xi_0 (1 - \sin \eta) + \frac{\rho U^2}{2} \left[\frac{\cos^2 \eta}{M^2 \operatorname{ch}^4 \xi_0 (\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta)} \right] + \frac{2\mu U}{M c \operatorname{ch}^2 \xi_0} \left[\frac{\cos^2 \eta \sin \eta}{(\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta)^2} + c \frac{3 \sin \eta + \cos \eta \operatorname{ch} \xi_0 \operatorname{sh} \xi_0}{\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta} - \frac{1}{\operatorname{ch}^2 \xi_0} \right] \right\} \times \\ \times 2\pi c^2 \operatorname{ch}^2 \xi_0 \cos \eta \sin \eta dy + \frac{4\mu U \pi c \operatorname{sh}^2 \xi_0}{M} \frac{\cos^3 \eta dy}{(\operatorname{ch}^2 \xi_0 - \cos^2 \eta)^2} = (p_{\xi\xi} \bar{n} + p_{\xi\eta} \bar{\tau}) = dS. \quad (35)$$

В вихревой зоне, т.е. при $\eta_k \geq \eta \geq -\pi/2$, подынтегральное выражение (34) имеет вид

$$(p_{\xi\xi} \bar{n} + p_{\xi\eta} \bar{\tau}) dS = [-p_o - \rho g c \operatorname{sh} \xi_0 (1 - \sin \eta)] 2\pi c^2 \operatorname{ch}^2 \xi_0 \cos \eta \sin \eta d\eta. \quad (36)$$

В результате интегрирования (34) с учетом формул (35) и (36) получим уравнение баланса сил, действующих на пузырь:

$$\frac{4}{3} \pi \rho g c^3 \operatorname{sh} \xi_0 \operatorname{ch}^2 \xi_0 + \frac{4\pi\mu U c}{M} \left\{ \left(2 + \frac{1 - 2 \operatorname{sh}^2 \xi_0}{\operatorname{sh} \xi_0} \operatorname{arctg} \frac{1}{\operatorname{sh} \xi_0} \right) - \left[2 \sin \eta_k + \frac{\operatorname{sh} \xi_0 \operatorname{ch} \xi_0 \cos \eta_k}{2} + \frac{1 - 2 \operatorname{sh}^2 \xi_0}{\operatorname{sh} \xi_0} \operatorname{arctg} \frac{\sin \eta_k}{\operatorname{sh} \xi_0} - \frac{\operatorname{sh} \xi_0 \operatorname{ch}^2 \xi_0}{2} \operatorname{arctg} \frac{\cos \eta_k}{\operatorname{ch} \xi_0} - \frac{\cos^2 \eta_k}{\operatorname{ch}^2 \xi_0} \right] \right\} - \frac{\pi \rho U^2 c^2}{2} \times \\ \times \left[\operatorname{ch}^2 \xi_0 \cos^2 \eta_k + \frac{1}{M^2} \ln \left(1 - \frac{\cos^2 \eta_k}{\operatorname{ch}^2 \xi_0} \right) + \frac{1}{M^2} \frac{\cos^2 \eta_k}{\operatorname{ch}^2 \xi_0} \right] = 0. \quad (37)$$

Первое слагаемое в (37) выражает силу Архимеда F_A . Выражение в фигурных скобках обусловлено давлением p_μ , а выражение в последних квадратных скобках — действием сил лобового сопротивления F_U .

Уравнения (29), (33) и (37) составляют замкнутую систему, позволяющую рассчитывать скорость движения одиночных пузырей в вертикальных трубах с вязкой жидкостью (в пределах допущенных ограничений), а также силы сопротивления жидкости их движению.

В случае движения пузырей не очень больших размеров при $0 \leq \operatorname{Re} \leq 3800$ система уравнений для расчета параметров их движения может быть упрощена. В частности, после разложения в ряд тригонометрических функций и натурального логарифма по степеням аргумента и после отбрасывания малых высших порядков условие отрыва потока от поверхности пузыря принимает вид

$$\alpha^2 \leq \frac{3}{\frac{U^2 \operatorname{sh} \xi_0}{M^2 g c \operatorname{ch}^3 \xi_0} + 1 + \frac{1}{2 \operatorname{ch}^2 \xi_0}}. \quad (38)$$

Разложение в ряд по степеням аргумента слагаемых уравнения баланса сил, т.е. уравнения (37), с учетом принятых обозначений

$$\vec{F}_A + \vec{F}_\mu + \vec{F}_U = 0 \quad (39)$$

и ограничения главными членами разложения дает возможность представить их в виде

$$F_\mu = \frac{8\mu U \pi c}{M} \left(2 + \frac{1 - 2 \operatorname{sh}^2 \xi_0}{\operatorname{sh} \xi_0} \operatorname{arctg}(\operatorname{sh} \xi_0) \right)^{-1} - \frac{2\mu U \pi c}{M} \left(\alpha \frac{1 - 2 \operatorname{sh}^2 \xi_0}{\operatorname{sh} \xi_0} + \alpha^2 \operatorname{th}^2 \xi_0 \right); \quad (40)$$

$$F_U = -\alpha^2 \frac{\rho U^2}{2} \pi c^2 \operatorname{ch}^2 \xi_0. \quad (41)$$

Вместе с формулой, выражающей силу Архимеда,

$$F_A = \rho g V, \quad (42)$$

формулой, выражающей связь между геометрическими параметрами формы, в которой опущены члены высших порядков малости, слабо влияющие в маловязких жидкостях на c , ξ_0 ,

$$c^2 = \frac{\sigma}{\rho g} \left[\frac{2}{\operatorname{ch}^2 \xi_0} + 2 \frac{\sqrt{\operatorname{cth} \xi_0 - \operatorname{th} \xi_0}}{M^2 \operatorname{ch}^5 \xi_0 \operatorname{sh}^3 \xi_0} - \frac{\operatorname{ch}^2 \xi_0 + \operatorname{sh}^2 \xi_0}{\operatorname{sh}^3 \xi_0 \operatorname{ch} \xi_0} \right], \quad (43)$$

формулой (7) для M получается замкнутая система сравнительно простых уравнений. Она позволяет рассчитывать кинематические и динамические параметры движения пузырей в вертикальных трубах с маловязкой жидкостью. Через α в уравнениях (40)–(43) обозначены угловые размеры вихревой зоны $\alpha = \eta_k + \pi/2$.

Для оценки изложенного в статье аналитического метода расчета параметров движущегося газового пузыря был проведен расчет скорости всплывания газового пузыря в безграничной жидкости по уравнениям (38)–(43). Сравнение расчетных скоростей с экспериментальными данными скорости всплывания воздушных пузырей в воде при нормальных условиях иллюстрируется рис. 3. Кривая 1 соответствует экспериментальным значениям из работы [4], кривая 2 – расчетным скоростям пузыря в безграничной жидкости, кривая 3 – скорости всплывания в трубе радиусом $R_t = 20$ мм. В качестве R_0 в этом случае принимался эквивалентный радиус пузыря, определяемый формулой $R_0 = c \operatorname{ch} \xi_0 \sqrt[3]{\operatorname{th} \xi_0}$.

Удовлетворительное совпадение теоретических результатов с экспериментальными в диапазоне чисел Рейнольдса $Re \leq 3800$ (см. рис. 3) позволяет утверждать, что представленная аналитическая модель дви-

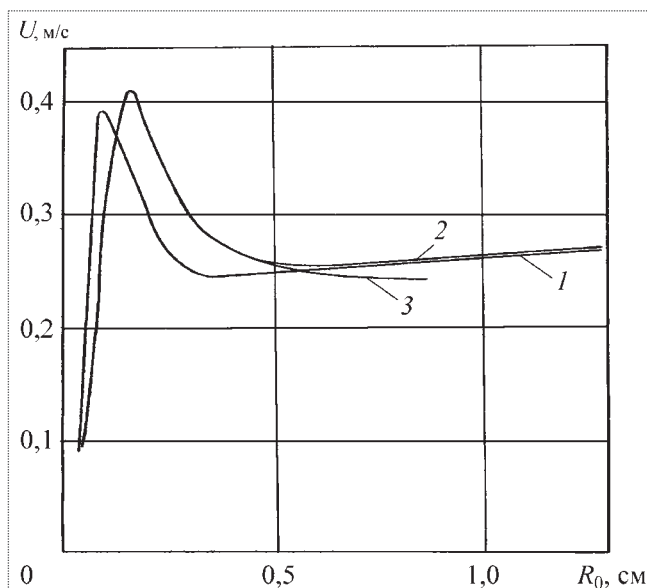


Рис. 3. Зависимость скорости всплывания пузырей от их радиусов: 1 — экспериментальные значения; 2 — расчетные скорости пузыря в безграничной жидкости; 3 — скорости всплывания в трубе $R_t = 20$ мм

жения пузырей может быть использована в качестве составной части моделей движения газожидкостных сред.

Библиографический список

1. Акуличев В.А. Кавитация в криогенных и кипящих жидкостях. М.: Наука, 1978.
2. Фаизулаев Д.Ф. Движение многофазных сред в трубопроводах. Ташкент: ФАН, 1966.
3. Фисенко В.В. Критические двухфазные потоки. М.: Атомиздат, 1978.
4. Уоллис Г. Одномерные двухфазные течения. М.: Мир, 1972.
5. Кучкин В.Н. Движение газовых пузырей в безграничном объеме неподвижной жидкости в поле сил тяжести // Инженерно-физический журнал. 1980. Т.38. №1. С.107–111.
6. Кочин Н.Е., Кибель И.А., Розе Н.В. Теоретическая гидродинамика. Ч. 2. М.: Изд. ФМ, 1963.
7. Левич В.Г. Физико-химическая гидродинамика. М.: Физматгиз, 1959.
8. Бэтчелор Дж. Введение в динамику жидкости. М.: Мир, 1973.



КУЧКИН
Владимир Николаевич –
заместитель генерального
директора НИЦ РКП
по испытаниям, кандидат
технических наук



ЛЕЩЕНКО
Галина Сергеевна –
ведущий инженер
научно-исследовательского
отдела НИЦ РКП

Разработки технологий подготовки и проведения испытаний стендового оборудования для наземной отработки МКС "Энергия"–"Буран"

В.Н. Кучкин, Г.С. Лешенко

В статье приведены результаты работ, выполненных при подготовке стендовых испытаний МКС "Энергия"–"Буран" в части обеспечения промышленной чистоты компонентов топлива, внутренних поверхностей технологических систем и внутренних поверхностей изделий ракетно-космической техники – объектов испытаний. Приведены также результаты работ по обеспечению пожаробезопасности трубопроводных систем подачи кислорода.

V.N. Kuchkin, G.S. Leshchenko. Developing Techniques For Preparation And Tests Of Bench Equipment For Ground Trials Of Energia-Buran Space System

The article reviews the results of the work on the preparation of bench tests of the Energia-Buran space system in order to ensure purity of fuel elements, cleanness of internal surfaces of technological systems and outer surfaces of parts and elements of rocket and space system subject to the tests. Also reviewed are the results of the work to ensure fire safety of the ducts of the oxygen feed system.

На стендах НИЦ РКП проводился комплекс "холодных" и огневых испытаний блоков, агрегатов и отдельных узлов ракеты "Энергия", в том числе огневые стендовые испытания первой ступени ракеты "Зенит" – бокового блока РН "Энергия" – и модульной части блока "А" "Энергии", огневые испытания кислородно-водородного двигателя РД-0120, испытания моделей пакета ракеты "Энергия" для исследования газодинамических свойств старта и стенда-старта, исследования гидравлических демпферов продольных колебаний. Отрабатывались многие другие элементы, узлы и агрегаты ракетного комплекса "Энергия"–"Буран" – энергетически высоконапряженного ракетно-космического комплекса с ЖРД большой тяги. В качестве окислителя использовался жидкий кислород. Особенности объектов стендовых испытаний, составных частей комплекса "Энергия"–"Буран", потребовали совершенствования технологии подготовки и проведения стендовых испытаний, а также проведения существенных доработок испытательных средств стендовой базы НИЦ РКП.

Первое стендовое испытание первой ступени РН "Зенит", проведенное на стенде ИС-102 в декабре 1984 г., закончилось аварийно – при выходе на режим двигатель загорелся, возник пожар в хвостовом отсеке ракеты. Причиной пожара, как установила комиссия, стало попадание твердых частиц из баков в тракты двигателя, которые загорелись сами и инициировали возникновение пожара. По результатам анализа этого аварийного пуска и испытаний ЖРД, также заканчивавшихся воспламенениями объектов испытаний и пожарами на стендах, комиссия ведущих специалистов отрасли под руководством В.Х. Догужиева разработала комплекс требований, направленных на повышение пожаробезопасности ракетной техники и стендовых систем, использующих кислород.

Во исполнение требований комиссии Догужиева в НИЦ РКП была проведена большая работа по обеспечению пожаробезопасности стендовых систем и объектов испытаний по теме "Энергия"–"Буран". Основой повышения пожаробезопасности ракетной техники – объектов испытаний и стендовых систем стало выполнение ме-

роприятий по обеспечению чистоты внутренних полостей кислородных баков и магистралей, по доработке агрегатов стандовых пневмогидросистем (ПГС) в части исключения из их конструкций легковоспламеняющихся в кислородной среде материалов, разработка и внедрение технологических режимов работы систем подачи кислорода, исключающих нагрев и воспламенение ПГС.

Фильтры тонкой очистки для систем подачи стандовых ПГС. Требования к чистоте топлив определяются, во-первых, необходимостью обеспечения низкой массовой концентрации механических примесей для надежной работы ДУ и, во вторых, требованиями исключения присутствия твердых частиц как инициаторов воспламенения в системах подачи топлива. Требования содержали ограничения на применение легковоспламеняющихся в кислороде материалов, например, запрещали применение алюминиевой фольги и полиэтиленовой пленки для глушения открытых концов трубопроводов, использование алюминиевых прокладок в разъемных соединениях, определяли максимально допустимые размеры механических частиц (обычно не более 20 мкм для систем подачи кислорода) и др.

Для обеспечения чистоты компонентов топлива и технологических газов, подаваемых по стандовым системам в баки ракет и к другим объектам испытаний, были разработаны конструкции, изготовлены и внедрены в практику стандовых работ фильтры тонкой очистки — всего более тридцати типоразмеров. Проведены экспериментальные исследования характеристик этих фильтров и применяемых в них материалов. В качестве фильтровальных материалов использованы металлические сетки (№ 685, 80/720), материалы с высокими физико-механическими свойствами ПСМ, получаемые прессованием с последующим спеканием пакетов из металлических сеток. Разработанные фильтры обеспечивают абсолютную тонкость фильтрования ≤ 20 мкм.

Общей конструктивной особенностью разработанных фильтров является применение сварки кромок сеток как в местах крепления к каркасу фильтроэлемента, так и в продольном шве вдоль образующей каркаса. Сварная конструкция крепления фильтровой сетки более надежна, чем в фильтрах по ОСТ 92-0131, однако не исключает неконтролируемые по размеру зазоры в местах сварки, поэтому применение методов контроля на стадии приемочных испытаний фильтров тонкой очистки является обязательным. Появление таких неконтролируемых по размерам зазоров может быть вызвано, например, производственными дефектами фильтровых сеток или дефектами на стадии изготовления фильтров. Для контроля герметичности стыков сеток и выявления производственных дефектов фильтровых материалов был разработан и внедрен метод контроля,

основанный на капиллярных свойствах жидкости, защищенный авторским свидетельством на изобретение.

Для обеспечения чистоты внутренних поверхностей систем подачи топлива был разработан и внедрен комплекс технологий. Разработан контроль чистоты внутренних поверхностей баков ракет и трубопроводов систем подачи по результатам проливок систем штатным расходом компонентов топлива на контрольные фильтры. Решение о допуске систем к огневым испытаниям в соответствии с разработанной технологией принимали по результатам микроскопического и химического анализов состава механических примесей, задержанных на контрольных фильтрах.

Исследования пожаростойкости агрегатов ПГС и разработка мероприятий по повышению пожаробезопасности систем. В НИЦ РКП был проведен комплекс работ по исследованию пожаростойкости агрегатов ПГС в системах подачи кислорода высокого давления. Условием загорания кислородного оборудования является нагрев хотя бы одной из его деталей до температуры возгорания ее материала и подвод в зону воспламенения кислорода в количестве, достаточном для поддержания горения [4]. Таким образом, пожаробезопасность может быть обеспечена, если условия работы оборудования будут исключать нагрев его деталей до температуры возгорания.

Были проведены исследования режимов работы стандового оборудования с целью выявления возможных источников нагрева. Подвод тепла "в чистом виде" извне при работе ПГС, как правило, отсутствует. Нагрев деталей или узлов систем подачи кислорода до температур воспламенения может происходить от источников нетеплового происхождения, когда тепловая энергия генерируется за счет преобразования механической. Нетепловыми источниками нагрева, которые могут реализоваться в системах подачи кислорода, являются:

- сжатие газа низкого давления, которое происходит при заполнении тупиковых участков магистралей после открытия запорных агрегатов между трубопроводами с высоким и низким давлением;
- тепловыделение при ударе механических частиц, присутствующих в потоке, о стенки трубопроводов или об агрегаты ПГС;
- тепловыделение при трении подвижных частей агрегатов ПГС.

Оценка мощности каждого из этих источников была проведена в результате модельных экспериментальных и теоретических исследований. Установлено, что количества тепловой энергии, образующейся в результате ударного нагружения тупикового участка трубопровода и при сжатии газа низкого давления, может быть достаточно для нагрева до температур воспламе-



Рис. 1. Общий вид экспериментальной установки после возгорания клапана T268

нения деталей с малой теплоемкостью или частиц механических примесей в газе, возгорание которых может, в свою очередь, стать инициатором возгорания системы подачи тонкой очистки [5].

Экспериментальные исследования пожаробезопасных режимов работы систем подачи газообразного кислорода давлением 40,0 МПа позволили обеспечить испытания по оценке акустических воздействий на модель "Бурана", выполненные в НИЦ РКП на стенде СОМ-1. В процессе экспериментальных исследований допустимых по требованиям пожаробезопасности режимов работы систем подачи газообразного кислорода проведены испытания отсечного клапана T268 при его "ударных" нагрузениях. После его нагружения в проточной части клапана T268 начался медленный рост давления и температуры. В течение 96 с после нагружения магистрали давлением давление вблизи объекта испытаний по показаниям датчика выросло до 44,0 МПа. На 117 с после нагружения магистрали кислородом в результате пожара объект испытания и экспериментальная установка в целом разрушились. Установлено, что горение началось с нагрева до температуры воспламенения сточной "на ус" пружины в сальниковом уплотнении. Результаты возгорания клапана представлены на рис. 1, 2.

Основные выводы из проведенных работ:



Рис. 2. Общий вид клапана T268 — объекта испытаний после его возгорания

при эксплуатации систем подачи должны реализовываться только такие технологические режимы, которые исключают интенсивные тепловыделения за счет преобразования механической энергии;

подготовка системы к эксплуатации должна обеспечивать контролируемое устранение инициаторов воспламенения — загрязнений внутренних поверхностей систем подачи кислорода.

Заключение. Результаты проведенных исследований позволили количественно оценить возможность нагрева элементов конструкции агрегатов ПГС до температуры возгорания от нетепловых источников и разработать организационно-технические мероприятия, внедрение которых в технологию стендовых испытаний обеспечило повышение пожаробезопасности систем подачи газообразного кислорода высокого давления.

Работы, выполненные при наземной отработке ДУ и отдельных агрегатов при создании МКС "Энергия"—"Буран", получили широкое распространение в отрасли. После завершения основного объема испытаний по теме "Энергия"—"Буран" конструкции фильтров тонкой очистки, применяемых в стендовых ПГС для защиты изделий от загрязнений механическими примесями, методы контроля качества фильтров и технологии подготовки и проведения стендовых испытаний были стандартизированы и представлены в отраслевых стандартах ОСТ 92-9645—88, ОСТ 92-9694—91, технических условиях и стандартах предприятия.

Конструкции, методы контроля качества фильтров и технологии подготовки и проведения стендовых испытаний защищены тридцатью авторскими свидетельствами на изобретения. Таким образом, результаты работ, выполненных по теме "Энергия"—"Буран" в части технологической подготовки и проведения испытаний, получили общепромышленное распространение. Результаты работ использовались в технологии подготовки и проведения испытаний практически всех видов РКТ, создаваемой после комплекса "Энергия"—"Буран", в том числе при отработке новейших изделий отрасли по темам "Русь", "Ангара" и др.

Библиографический список

1. ОСТ 92-(0126÷133)—70. Агрегаты ПГС стендовые унифицированные.
2. ОСТ 92-9645—88. Элементы фильтровые тонкой очистки для фильтров стендовых пневмогидросистем. Методика контроля качества.
3. ОСТ 92-9694—91. Фильтры стендовых пневмогидросистем технологические и контрольные. Конструкция.
4. Иванов Б.А. Безопасность применения материалов в контакте с кислородом. М., Химия, 1984.
5. Кучкин В.Н. Образование тепла в трубопроводных системах подачи газа высокого давления // Авиакосмическая техника и технология, 2003. № 2. С. 38—42.

Опыт стендовой отработки элементов системы подачи жидкого кислорода ракеты-носителя "Энергия"

М.А. Турнов



ТУРНОВ
Михаил Александрович – старший научный сотрудник испытательной станции НИЦ РКП, кандидат техн. наук

При создании космической транспортной системы "Энергия" – "Буран" стендовой автономной отработке подверглись не только крупные изделия, но также отдельные агрегаты и узлы. В статье рассмотрена технология отработки агрегатов на компоненте жидкий кислород на специальных криогенных стендах в ФКП "НИЦ РКП" (НИИХиммаш).

M.A. Turnov. Bench Test Of LV Energia's Liquid Oxygen Feed System

At creation of a space transport system "Energia" of bench autonomous (independent) improvement have exposed not only large objects, but as separate aggregates and clusters. Technology of bench improvement on special cryogenic benches of FKP NITs RKP of aggregates on a component liquid oxygen will be reviewed below.

В связи с большим объемом так называемых холодных работ при создании кислородно-водородных ракетных двигателей (11Д56, 11Д57) в НИЦ РКП был создан специальный стенд для отработки агрегатов ЖРД на жидком кислороде. В качестве приводов экспериментальных установок и насосов ЖРД предусмотрены быстроходные асинхронные электродвигатели типа АТМ, изготовленные в Санкт-Петербурге на заводе "Электросила".

Со временем в связи с изменением режимных параметров вновь проектируемых ЖРД и расширением задач экспериментальных исследований на стенде были разработаны новые технологии испытаний агрегатов и узлов, а также модернизировано стендовое оборудование, обеспечивающее проведение научно-исследовательских работ.

Автономная отработка бустерного насоса кислорода второй ступени ракеты-носителя "Энергия". В целях улучшения весовых характеристик ракеты и обеспечения бескавитационной работы основного центробежного насоса в схемах современных изделий предусмотрены бустерные насосы, работающие с небольшим превышением давления в баке над упругостью насыщенных паров.

Для обеспечения в этих условиях требуемого напора бустерный насос кислорода имеет две ступени. Первая ступень – тихоходная с развитой поверхностью, вторая ступень – быстроходная. Привод в изделии бустерного насоса осуществляется двухступенчатой гидравлической турбиной, работающей на жидком кислороде высокого давления (~ 50 МПа).

В ходе автономной стендовой отработки решались следующие задачи:
 проверка работоспособности конструкции насоса на жидком кислороде;
 снятие напорных и кавитационных характеристик;
 проверка эффективности работы насоса на кислороде, насыщенном газообразным гелием;
 наработка ресурса.

Существовавший в НИЦ РКП стенд для отработки насосов и агрегатов на жидком кислороде из-за ограниченных возможностей по расходу (100 кг/с) и давлению

(20 МПа) жидкого кислорода не обеспечивал режимных параметров компонента, необходимых для стендовой отработки бустерного насоса на номинальном режиме (расход ~ 300 кг/с, давление жидкого кислорода на привод гидротурбины ~ 50 МПа).

Сначала для привода насоса предполагалось использовать быстроходный асинхронный электродвигатель АТМ-360 (мощность $N = 3600$ кВт, максимальное число оборотов $n = 12\,000$ об/мин). Установленный на выходном валу электродвигателя мультипликатор позволил увеличить число оборотов до 40 000 об/мин. Упругая подвеска электродвигателя обеспечивала измерение КПД насоса.

Однако из-за трудностей передачи крутящего момента от электродвигателя к двухвалвному насосу и сложной установки в этом случае автомата разгрузки осевых сил пришлось отказаться от этого варианта привода.

Совместно с разработчиком насоса (КБХА, г. Воронеж) была предложена штатная схема привода бустерного насоса. В качестве источника кислорода высокого давления была использована вторая ступень основного насоса кислорода, предназначенная специально для подачи кислорода в газогенератор и на гидротурбину бустерного насоса. Первая камерная ступень

основного насоса и газовая турбина были демонтированы. Привод доработанного основного насоса осуществлялся от электродвигателя АТМ-360.

Благодаря применению замкнутой схемы питания кислородом бустерного насоса при его стендовой автономной отработке была решена задача испытания его на режиме, близком к номинальному (300 кг/с). За насосом были установлены два струйно-сепарационных устройства (рис. 1) (совместная разработка ФКП "НИЦ РКП" и Харьковского авиационного института) [1].

Принцип работы этих устройств заключается в следующем. Жидкий кислород (водород) с напорной стороны насоса поступает в сопло, где перегретая жидкость разгоняется и вскипает. За счет фазового перехода температура кислорода в сопле восстанавливается до исходных значений. Далее высокоскоростной двухфазный поток поступает в сепаратор, где фазы разделяются при сохранении кинетической энергии жидкости. Пар сбрасывается в атмосферу, а жидкость направляется в диффузор, в котором происходит преобразование скорости жидкости в давление, достаточное для ее возврата в насос. Затраты кислорода на испарительное охлаждение жидкости компенсируются его расходом из емкостей стенда.

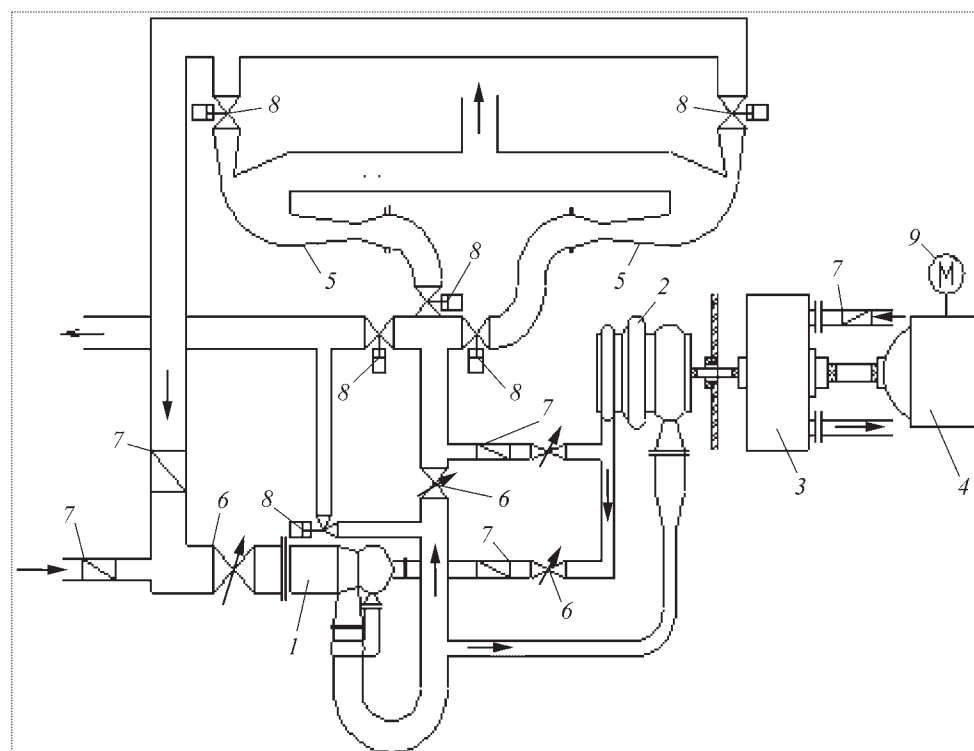


Рис. 1. Стенд для испытания бустерного насоса:

1 – бустерный насос; 2 – доработанный основной насос; 3 – ускоритель оборотов; 4 – асинхронный электродвигатель; 5 – струйное сепарационное устройство; 6 – регулятор расхода; 7 – расходомер; 8 – запорное устройство; 9 – измеритель крутящего момента

Таким образом, при данной схеме испытания насосов расход из стендовых емкостей составляет $\sim 10\text{...}15\%$ от номинального расхода. Это позволяет увеличить время разового испытания насоса в шесть и более раз при полной выработке кислорода из емкостей стенда. Для снятия характеристик насоса стенд оснащен дросселями с электрическими приводами.

Наличие замкнутой системы подачи кислорода и дросселей регулирования режимов позволило значительно сократить объем и стоимость стендовой отработки насоса.

Наряду с общепринятой методикой отработки насосов были проведены так называемые "специальные испытания", т.е. испытания на газонасыщенном кислороде. В процессе вытеснения кислорода из бака и при предстартовом охлаждении жидкий кислород может насыщаться газообраз-

ным гелием. Растворимость гелия в жидком кислороде незначительна. По-видимому, это связано с характером молекулярного взаимодействия в системе $O_2 - He$. Исследования фазовых равновесий показали, что заметное растворение гелия в жидком кислороде происходит при больших давлениях (рис. 2). Но даже малое количество растворенного в кислороде гелия может оказывать существенное влияние на работоспособность насоса в случае выделения He из жидкости в зоне пониженного давления.

В стендовых условиях процесс насыщения кислорода осуществляется путем пропускания газообразного гелия через жидкость, находящуюся в расходных емкостях.

Для отбора проб жидкости и количественной оценки растворенного гелия разработан специальный пробоотборник (рис. 3). Он состоит из клапана, с которым через гибкую систему связан обратный клапан контрольного объема. Представительность пробы жидкости зависит от полноты заполнения контрольного объема. Подбором хода обратного клапана обеспечивается полнота заполнения контрольного объема кислородом. Представительность пробы жидкости определяется по величине давления в анализаторном бачке.

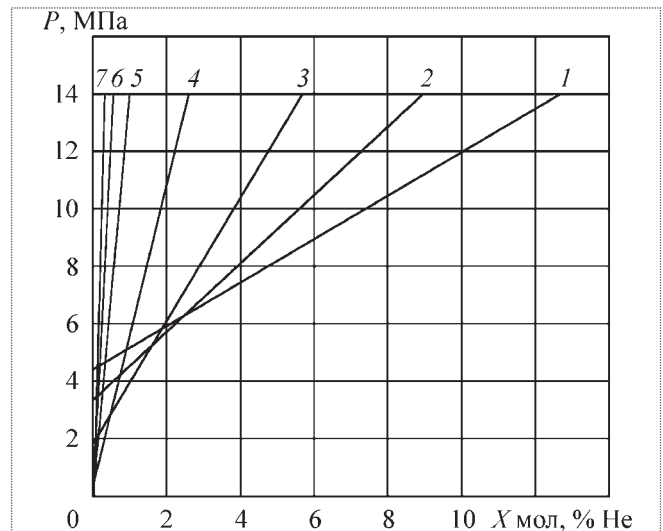


Рис. 2. Изотермы растворимости гелия в жидком кислороде при температуре: 1 – 150 К; 2 – 144 К; 3 – 130 К; 4 – 110 К; 5 – 90 К; 6 – 76 К; 7 – 70 К

При изменении условий испытания необходима перенастройка работы пробоотборника. В противном случае возможно неполное заполнение жидкостью

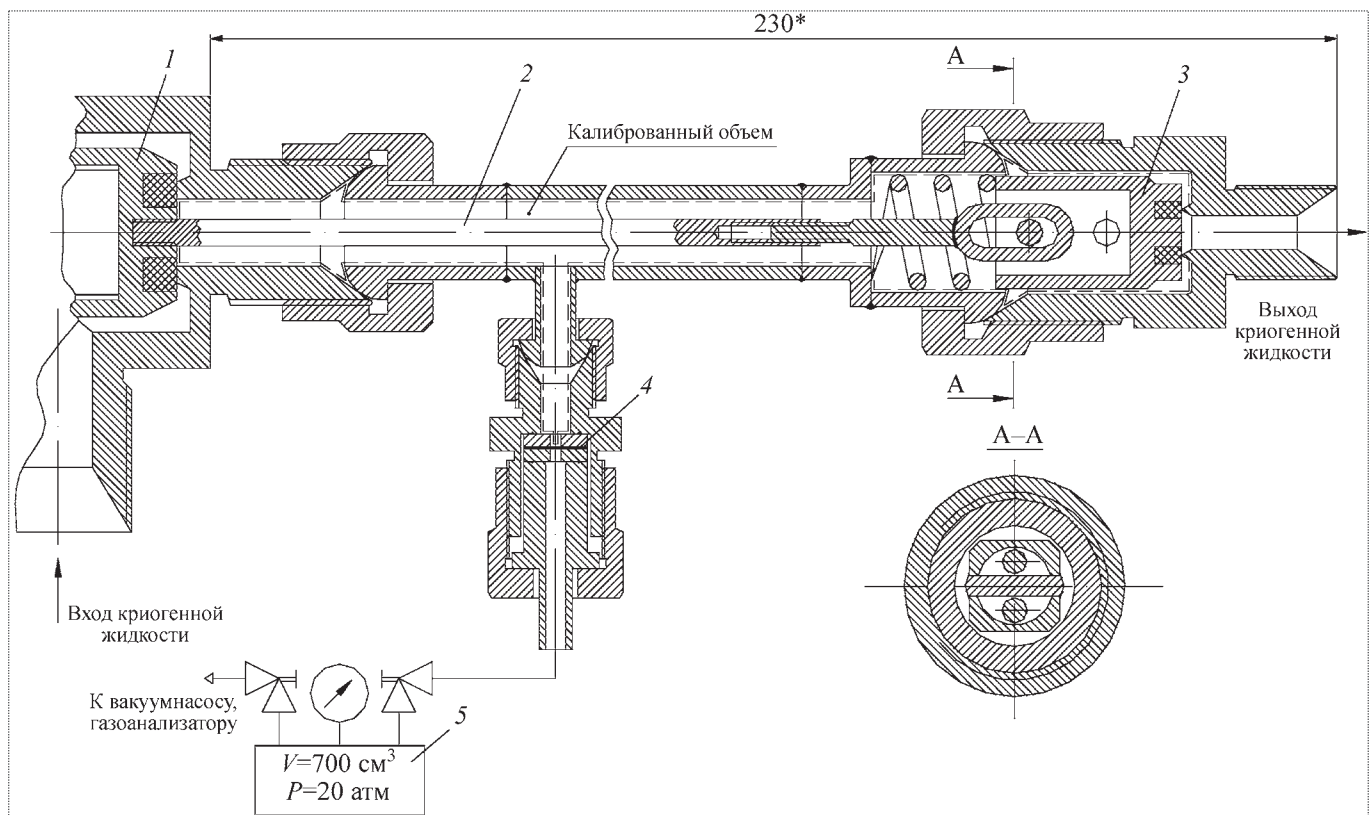


Рис. 3. Поперечный разрез пробоотборника:

1 – входной клапан; 2 – регулируемая тяга; 3 – выходной клапан; 4 – прорывная мембрана; 5 – приемный ресивер

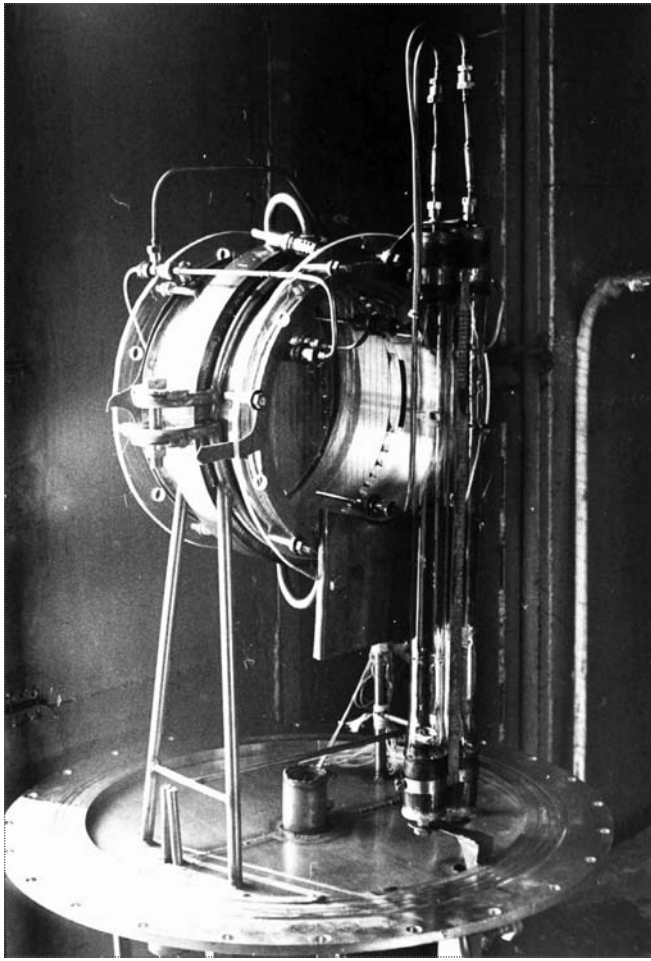


Рис. 4. Емкостный датчик плотности

контрольного объема, т.е. проба жидкости может быть не представительна (в этом случае за счет фазового перехода возможна потеря легколетучей фракции из отобранной пробы).

Наряду с данными о количестве растворенного в жидкости газа необходима и информация о величине объемного парогазосодержания на входе в насос.

В качестве датчиков для оценки парогазосодержания при отработке кислородно-водородного двигателя использовались емкостные датчики, у которых чувствительными элементами являлись металлические струны (рис. 4).

Для градуировки этих датчиков ($d = 300$ мм для кислорода и $d = 400$ мм для водорода) были разработаны установка (рис. 5) и методика градуировки. В экспериментальной установке создавалась двухфазная среда пузырьковой структуры. Парогазосодержание ϕ в контрольном объеме установки оценивалось по пе-

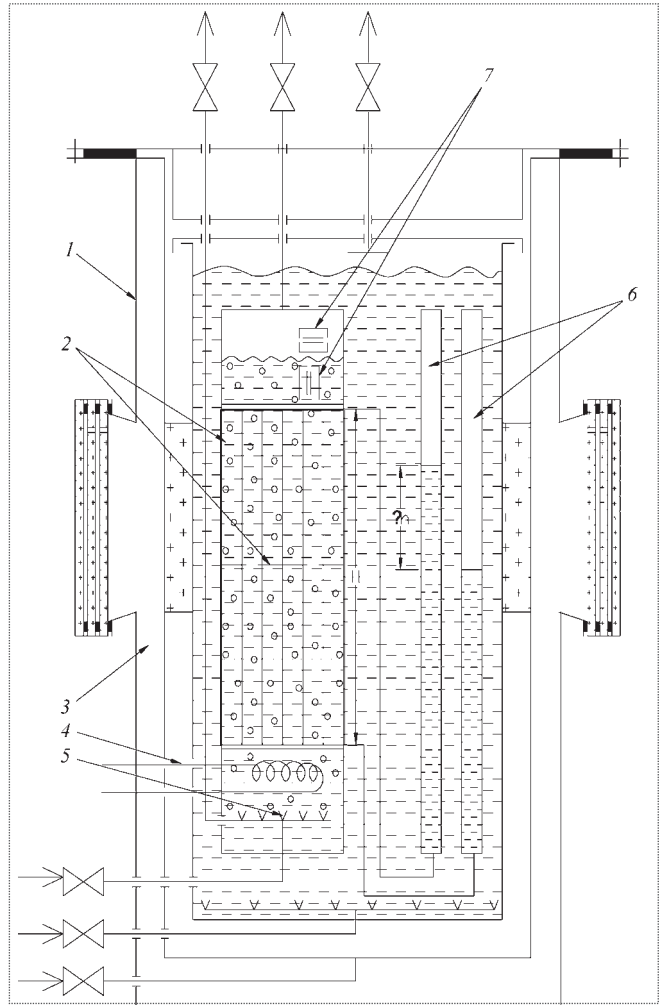


Рис. 5. Установка для градуировки датчиков плотности:

1 – криостат; 2 – датчики; 3 – приемники статического давления; 4 – парогенератор; 5 – распылитель газа; 6 – дифференциальный манометр; 7 – емкостные датчики для корректировки нуля

репаду уровня жидкости Δh , измеряемого дифференциальным манометром:

$$\phi = \frac{\Delta h}{H},$$

где H – высота контрольного объема двухфазной среды в установке.

Характеристики бустерного насоса кислорода, полученные в НИЦ РКП при работе на газонасыщенном компоненте и в КБХА на водовоздушной среде, приведены на рис. 6. Видно, что характеристика бустерного насоса на водовоздушной среде отличается от характеристики на газонасыщенном кислороде: на водовоздушной среде $\Delta h_{кр}$ падает с увеличением расхода, а на газонасыщенном кислороде – растет. Это

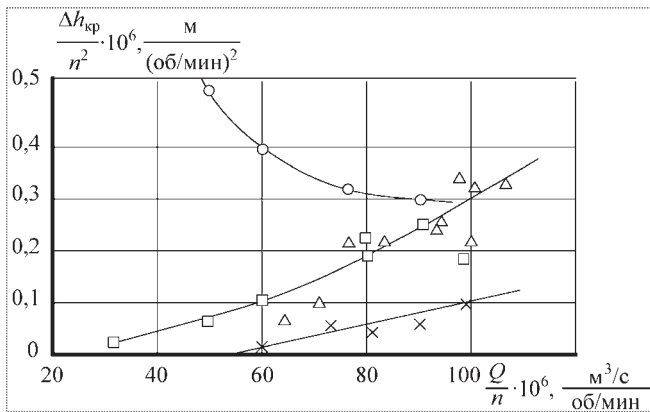


Рис. 6. Экспериментальные характеристики бустерного насоса кислорода:

о – воздушная смесь; Δ – кислород, насыщенный гелием; □ – впрыск гелия в кислород; х – насыщенный (чистый) кислород

можно объяснить только влиянием поверхностного натяжения жидкости.

Коэффициент поверхностного натяжения воды $\sigma = 0,073$ Н/м при температуре 293 К, а кислорода – $\sigma = 0,0132$ Н/м при температуре 90 К. Следовательно, величина пузырей в водовоздушной среде существенно больше, чем в кислородно-гелиевой среде. При небольших расходах водовоздушной среды время ее пребывания в насосе увеличивается и, видимо, происходит слияние пузырей в каверну. Характеристика насоса при этом существенно ухудшается. С увеличением расхода водовоздушной среды сепарационные эффекты в насосе не успевают произойти, и $\Delta h_{кр}$ падает. В кислороде диаметры пузырей небольшие, поэтому за время пребывания в полости насоса слияния их в каверну не происходит.

Итак, в диапазоне $Q/n \cdot 10^6 = 40 \dots 100$ (m^3/c)/(об/мин) критический кавитационный запас насоса для кислородно-гелиевой смеси значительно ниже кавитационного запаса насоса, работающего на водовоздушной смеси при одних и тех же значениях парогазосодержания. В этом же диапазоне значений Q/n насос устойчиво работал на насыщенном кислороде, т.е. при $\Delta h_{кр} = 0$.

Эксперименты показали, что работа насоса на газонасыщенном кислороде не может быть подтверждена его работой на водовоздушной смеси. Однако стоимость опытно-конструкторских испытаний насосов на кислороде, насыщенном газообразным гелием, велика из-за значительных затрат газообразного гелия.

Расход гелия можно уменьшить на порядок, если при испытаниях насоса вместо насыщенного гелием кислорода использовать чистый кислород и гелий, непосредственно впрыснутый в насос на входе. Количество подаваемого гелия определяется расчетным путем на основании данных экспериментов по динамике

выделения его из кислорода в зоне пониженного давления. Эксперименты показали, что в данных условиях процесс выделения гелия из кислорода является равновесным. Но даже такая технология испытания насосов в некоторых случаях неприемлема (например, из-за отсутствия дефицитного газообразного гелия).

Наиболее подходящим компонентом для данного вида испытаний могут быть водные растворы с поверхностным натяжением, близким к поверхностному натяжению жидкого кислорода. Таким раствором является система вода – ацетон при температуре 50 °С.

На рис. 7 в полулогарифмической системе координат показана зависимость [2] поверхностного натяжения водного раствора от концентрации ацетона. Она почти линейна. Такая картина типична для водно-органических систем, когда небольшие концентрации вещества могут существенно повлиять на поверхностное натяжение смеси [2]. Так, при ~ 2,3 %-м содержании ацетона в воде поверхностное натяжение раствора равно 0,014 Н/м, что очень близко к поверхностному натяжению жидкого кислорода (рис. 7). Такое уменьшение поверхностного натяжения смеси связано с тем, что углеводородная часть молекулы ацетона ведет себя подобно гидрофобному веществу и стремится к отделению от водной фазы, концентрируясь на поверхности. В этом случае концентрация ацетона в объеме существенно отличается от поверхностной концентрации.

Таким образом, проверку работоспособности бустерного насоса на газонасыщенном кислороде можно проводить на воде с 2 %-м содержанием ацетона. В будущем это позволит отказаться от дорогостоящего и технологически сложного вида испытания бустерных насосов – испытаний на жидком кислороде, насыщенном газообразным гелием.

Заметим, что растворенный в кислороде гелий влияет на величину поверхностного натяжения раствора.

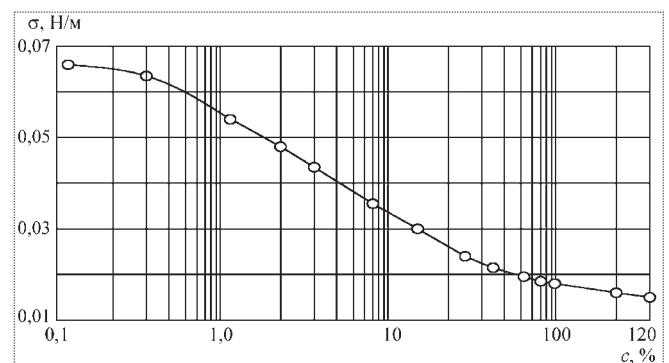


Рис. 7. Зависимость поверхностного натяжения от концентрации растворенного ацетона в воде [2]

Плохо растворимый в кислороде гелий концентрируется вблизи поверхности раздела фаз [2, 3], что приводит к уменьшению поверхностного натяжения раствора по сравнению с чистым жидким кислородом. Разность поверхностных натяжений раствора и чистого растворителя можно оценить методами статистической термодинамики [3]. Поэтому при проведении испытаний насосов на растворе "вода + ацетон" количество растворенного ацетона должно быть скорректировано в сторону его увеличения.

Отработка суперкавитирующего демпфера. Институтом технической механики АН Украины был разработан суперкавитирующий демпфер (СКД) для гашения продольных колебаний в трубопроводе подачи кислорода. В отличие от газового демпфера, СКД по замыслу разработчиков должен иметь существенные преимущества: меньшую массу, отсутствие газовой полости. Эффект обеспечивался за счет сжатия и конденсации вращающейся паровой каверны.

Экспериментальная отработка СКД на воде оказалась неинформативной. Было принято решение о проведении испытаний модели СКД на жидком кислороде. Для этого разработан специальный трубопровод из кварцевого стекла $d = 100$ мм с вакуумной тепловой изоляцией (рис. 8) и вмонтированным СКД.

Паровая каверна приведена на рис. 9. Цель экспериментальных исследований состояла в определении границы устойчивости каверны и ее эффективности на всех режимах работы изделия.

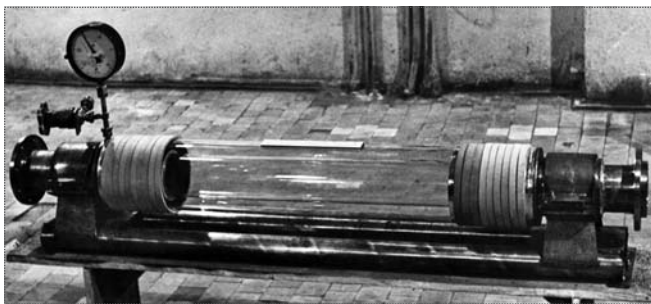


Рис. 8. Стендовый трубопровод из кварцевого стекла

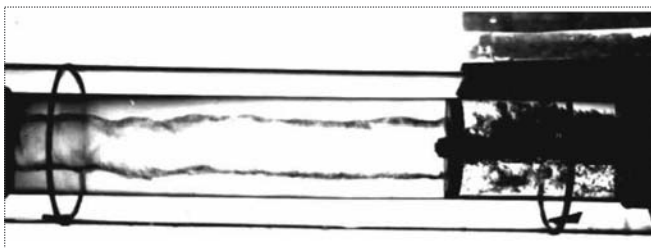


Рис. 9. Расслоенный режим течения с паровой каверной в центре вращающегося потока жидкости

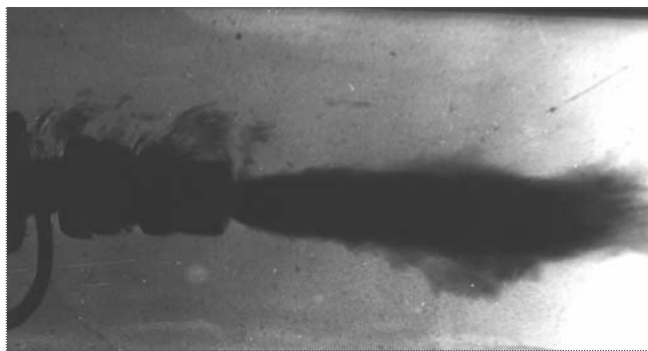


Рис. 10. Факел распыла горячего газа в потоке жидкого кислорода

Экспериментальное исследование процесса конденсации "кислого" газогенераторного газа в потоке жидкого кислорода. В ЖРД в качестве рабочего тела турбины бустерного насоса кислорода иногда используется "кислый" газогенераторный газ, который затем сбрасывается на вход в насос.

Задачей исследования было определение зоны конденсации горячего газа в потоке кислорода. В качестве инструмента для решения этой задачи был выбран участок трубопровода из кварцевого стекла. Зона конденсации горячего газа показана на рис. 10.

В результате экспериментов были выработаны рекомендации по месту ввода в трубопровод горячего газа с учетом завершения процесса его конденсации до входного патрубка насоса.

Таким образом, в ходе проведенных исследований получена технология с замкнутым гидравлическим контуром для ресурсных испытаний насосов на криогенных жидкостях. Решены вопросы отбора представительных проб газонасыщенного компонента в процессе испытания изделий, предложена методика получения достоверной информации о величине объемного паросодержания в магистрали подачи. Дана оценка влияния поверхностного натяжения компонентов на характеристики некоторых бустерных насосов. Создан участок стендового трубопровода диаметром 100 мм из кварцевого стекла с вакуумной изоляцией для проведения исследований тепломассообменных процессов в магистралях подачи криогенных жидкостей.

Библиографический список

1. Турнов М.А., Петухов И.И., Ястремский И.П. О применении вихревой трубки для осуществления циркуляции криогенных жидкостей // Газотермодинамика многофазных потоков в энергоустановках. Вып. 2. Харьков: Изд. ХАИ, 1979. С. 31–35.
2. Рид Р., Праусниц Дж., Шервуд Т. Свойства газов и жидкостей. Ленинград: Химия, 1982. С. 590.
3. Оно С., Кондо С. Молекулярная теория поверхностного натяжения в жидкостях. М.: Изд-во иностр. литературы, 1963. С. 291.

Проблемы создания средств натурного нагружения гидробуферов при стендовых испытаниях

А.П. Коротаяевский



КОРОТАЕВСКИЙ
Александр Петрович –
начальник сектора
НИЦ РКП,
кандидат техн. наук

Рассмотрены вопросы создания пневмогидравлического нагружающего устройства стенда для испытаний гидробуферов. Показана возможность обеспечения натуральных условий нагружения гидробуферов по кинематическим, динамическим и силовым параметрам. Приведены характеристики режимов испытаний для серийного гидробуфера.

A.P. Korotaevsky. Problems of creation of means natural loading hydro buffers at bench tests

Questions of creation of the pneumohydraulic loading device for the hydro buffers test desk are considered. The opportunity of maintenance of natural conditions for loading hydro buffers on kinematic, dynamic and power parameters is shown. Characteristics of modes of tests for the serial hydro buffer are resulted.

В состав стартового комплекса (СК) типа 17П32 входят опорные фермы, верхняя кабель-мачта и мачта обслуживания. Во время старта эти элементы отводятся от ракеты-носителя и под действием вращающего момента и специальных противовесов поворачиваются относительно своих осей вращения с тем, чтобы устранить отрицательное воздействие работающих двигателей на элементы конструкции и штатное оборудование, установленное на этих элементах.

Защита этого оборудования от ударных нагрузок на конечных участках их перемещения обеспечивается гидробуферами. Они способствуют снижению пиковых воздействий за счет поглощения и рассеивания энергии. Угловые скорости поворота защищаемых элементов СК к моменту возвращения их в исходное положение благодаря воздействию гидробуферов снижаются до безопасных значений. Максимальные усилия, создаваемые гидробуферами опорных ферм и мачты обслуживания стартового комплекса типа 17П32, достигают ~ 42...45 тс при величине рабочего хода разгонной головки гидробуфера относительно его нижней опоры 1244 мм и скорости ее перемещения до 1,8 м/с.

Защищаемое с помощью гидробуферов оборудование СК (опорные фермы, мачты) с точки зрения механики конструкций представляет собой плоский стержневой механизм с изменяющимися в процессе эксперимента линейными размерами некоторых составляющих механизм элементов. Расчетные схемы нагружения гидробуферов для различных защищаемых объектов одинаковы.

Уравнение динамического равновесия защищаемого гидробуфером объекта относительно оси вращения имеет следующий вид [1]:

$$\frac{d^2 \alpha}{dt^2} = \frac{1}{J} (G r_G - P_6 r_6). \quad (1)$$

Начальные условия при $t = 0$:

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

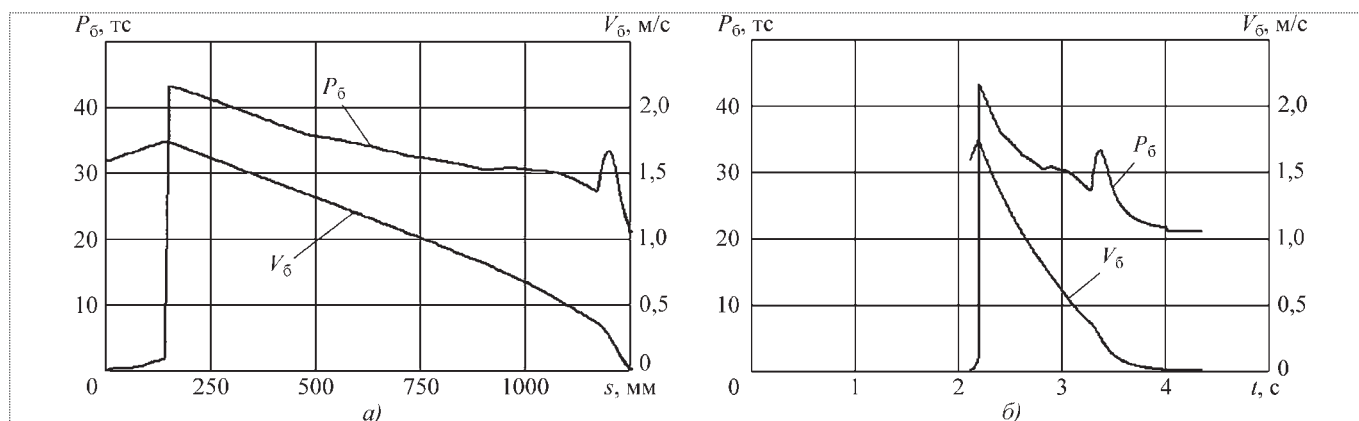


Рис. 1. Силовая и скоростная характеристики гидробуфера опорной фермы (натурное нагружение):

а – по перемещению разгонной головки; б – по времени нагружения

Здесь α – угол поворота защищаемого объекта, рад; t – время, с; J – момент инерции защищаемого объекта с противовесами, кг·м²; G – вес защищаемого объекта с противовесами, Н; r_G – плечо линии действия весовой нагрузки, м; P_6 – усилие со стороны гидробуфера, Н; r_6 – плечо линии действия усилия со стороны гидробуфера, м.

Разработанные в ФКП "НИЦ РКП" методическое, алгоритмическое и программное (ПО) обеспечения позволяют рассчитать характеристики гидробуферов различных типоразмеров при их нагружении в составе СК и на испытательных стендах.

Типичные расчетные силовая и скоростная характеристики гидробуфера опорной фермы стартовой системы Гвианского космического центра при работе его в натуральных условиях эксплуатации приведены на рис. 1 (P_6 – усилие на разгонной головке гидробуфера; V_6 – скорость перемещения разгонной головки относительно нижней опоры; s – перемещение разгонной головки относительно нижней опоры). Время отсчитывается от момента отброса опорной фермы от борта ракеты-носителя.

Для обеспечения отработки на статические и динамические нагрузки гидроамортизаторов, гидробуферов и гидродомкратов большой мощности, входящих в состав агрегата 8У0215 и мачты СМ-575, в 1970–1990-х гг. был создан и модернизирован универсальный стендовый комплекс (УСК) СМ-1057-336М.

К основным неустраняемым недостаткам этого УСК относятся невозможность обеспечения условий испытаний, близких к натурным, для ряда типоразмеров гидробуферов из-за особенностей силового пневмопривода стенда. Кроме того, обеспечение испытаний гидродомкратов и гидробуферов связано с большим объемом подготовительных и установочно-монтажных работ с высокой долей ручного труда и необходимостью демонтажа-монтажа коромыслового механизма. Существующие и перспективные модели

гидродомкратов и гидробуферов большой мощности не могут быть испытаны на УСК вследствие недостаточной прочности его подшипникового узла и коромысла, а также из-за невозможности обеспечить требуемый рабочий ход.

В связи с этим в ФКП "НИЦ РКП" было принято решение о проведении исследований по созданию экспериментального образца стенда, обеспечивающего натурные условия нагружения гидробуферов существующих и перспективных моделей.

Схема стенда СИ2.1001 с нагружающим устройством пневмогидравлического типа приведена на рис. 2 [2].

Стенд содержит основание 1, на котором закреплена стойка 2, выполненная в виде вертикальной П-образной рамы, наверху которой установлена силовая траверса 3. На этом же основании 1 закреплён узел крепления нижней опоры 4 испытываемого гидробуфера 5. На направляющих 6, размещенных на боковых элементах рамы, установлена с возможностью вертикального перемещения каретка 7 с закрепленным на ней узлом крепления 8 верхней опоры гидробуфера 5. Наверху каркаса 3 закреплён узел нагружения гидробуфера 5, выполненный в виде гидроцилиндра 9, рабочий шток которого 10 соединен с кареткой 7.

Для обеспечения испытаний гидрооборудования разного назначения и разных типоразмеров узлы крепления опор выполнены съемными, и, кроме того, на основании 1 может дополнительно монтироваться вертикальная опора для размещения узла крепления нижней опоры испытываемого гидрооборудования.

В состав гидравлической части стенда входит источник высокого давления, выполненный в виде емкости высокого давления (гидроаккумулятора) 11 с рабочей жидкостью 12, соединенной с пневмосистемой высокого давления. Выход из емкости 11 соединен трубопроводом через регулятор расхода 13 с полостью нагнетания гидроцилиндра 9, а выход из штоковой по-

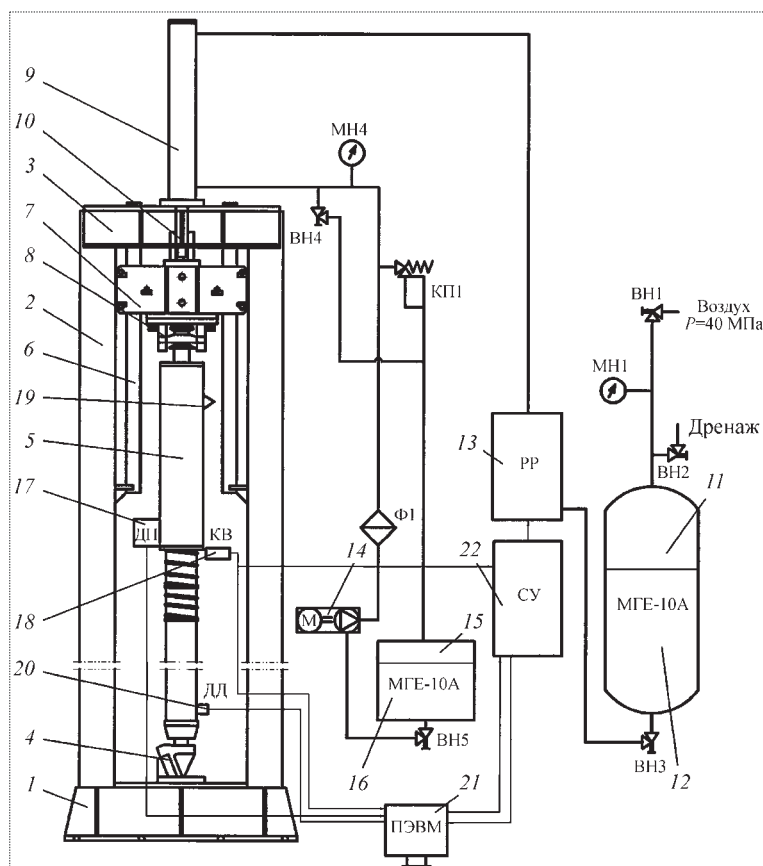


Рис. 2. Принципиальная схема стенда СИ2.1001

лости гидроцилиндра 9 трубопроводом соединен с емкостью низкого давления 15 с рабочей жидкостью 16.

Кроме того, для обеспечения работы системы управления и для повышения надежности стенда при нештатных режимах работы (при больших усилиях и больших скоростях перемещения штока гидрооборудования) испытываемый гидробуфер 5 оснащается датчиком перемещения 17, концевым выключателем 18, взаимодействующим с упором 19 при крайнем нижнем положении кожуха гидробуфера 5, и датчиком давления 20, электрические выходы с которых соединены через управляющий персональный компьютер (ПК) 21 и систему управления 22 с регулятором расхода 13.

Испытания гидробуфера на стенде СИ2.1001 осуществляются следующим образом.

Исходное положение отдельных элементов и узлов стенда: испытываемый гидробуфер 5 установлен на стенд и закреплен в узлах крепления нижней 4 и верхней 8 опор; в воздушную полость емкости высокого давления 11 подан воздух заданного давления; вентили ВН3 и ВН4 открыты; регулятор расхода 13 закрыт.

Далее в управляющую программу ПК 21, работающую в режиме реального времени, заносятся инерциальные и

конструктивные параметры защищаемого гидробуфером объекта, позволяющие выполнить численное интегрирование уравнения (1).

Уравнение (1) интегрируется по времени от начала движения защищаемого объекта до момента встречи опорной поверхности бойка с разгонной головкой гидробуфера. Определяется значение скорости соударения опорной поверхности бойка защищаемого оборудования с разгонной головкой гидробуфера.

Программа ПК 21 выдает сигнал на систему управления 22, которая открывает регулятор расхода 13. При этом шток гидроцилиндра перемещается вниз, нагружая испытываемый гидробуфер 5. Давление в рабочей полости гидробуфера повышается, его значение фиксируется датчиком давления 20 и принимается работающей программой ПК. По величине давления в рабочей полости гидробуфера программа рассчитывает величину усилия со стороны гидробуфера P_6 в правой части уравнения (1).

Дифференциальное уравнение (1) интегрируется численно при известной правой части; в результате получаем необходимую скорость перемещения штока гидроцилиндра 9.

Полученное значение скорости перемещения штока сравнивается с текущей реальной скоростью перемещения, которая получается в результате дифференцирования функции перемещения каретки, полученной с датчика измерения перемещений 17. По результатам сравнения система управления испытаниями выдает сигнал либо на открытие регулятора расхода, либо на его закрытие, либо на сохранение предыдущего положения. Указанная процедура корректировки степени открытия регулятора расхода выполняется в процессе всего испытания до его завершения.

Таким образом, нагружающее устройство стенда СИ2.1001 обеспечивает условия нагружения, соответствующие натурным, в процессе всего испытания.

Возврат каретки и движущихся частей гидробуфера в исходное положение обеспечивается рабочей жидкостью, нагнетаемой в штоковую полость гидроцилиндра 9 насосом 14 при открытом клапане ВН5, закрытом клапане ВН4 и сброшенном до атмосферного давления в воздушной полости емкости высокого давления 11.

Стенд СИ2.1001 имеет многоуровневую защиту испытательного и испытываемого оборудования в процессе испытаний. Во-первых, перемещение ограничивают специальные ограничители в конце направляющих 6. Рабочий ход штока 10 гидроцилиндра 9 также ограничен. В конструкции гидроцилиндра предусмотрено торможение в конце рабочего хода на участке

100 мм. Наконец, предполагаемый вариант регулируемой системы нагружения предусматривает защиту элементов стенда и испытываемого гидрооборудования по максимальному перемещению, максимальной скорости, максимальному ускорению, максимальному давлению рабочей жидкости и другим параметрам, использование которых при эксплуатации стенда будет признано необходимым.

Предварительные расчеты позволили установить ряд основных характеристик системы нагружения экспериментального образца стенда (они обеспечивают натурные условия нагружения гидробуферов СК типа 17П32):

- рабочая жидкость — масло гидравлическое МГЕ-10А;
- рабочий газ — воздух;
- максимальное перемещение штока гидроцилиндра — 1500 мм;
- максимальная скорость перемещения штока гидроцилиндра — 2 м/с;
- максимальное усилие на штоке гидроцилиндра — 50 тс;
- диаметр поршня гидроцилиндра — 200 мм;
- рабочее давление воздуха — 40 МПа (400 атм);
- расход рабочей жидкости — до 70 л/с (0,07 м³/с);
- давление рабочей жидкости в гидроцилиндре — до 22 МПа (220 атм).

Приведенные характеристики системы нагружения позволяют выполнить достаточно полный гидравлический расчет и определить характеристики составляющих систему элементов.

Для скорости перемещения штока гидроцилиндра, равной 2 м/с, для трубопроводов круглого поперечного сечения (включая гидроцилиндр) значения числа Рейнольдса существенно превышают критическое, т.е. режим течения рабочей жидкости в элементах гидросистемы является турбулентным.

Потери давления при тении рабочей жидкости по элементам гидросистемы обусловлены трением жидкости и рассеиванием кинетической энергии в результате беспорядочного движения частиц жидкости [3, 4]. В целом потери давления определяются сопротивлением движению рабочей жидкости в трубопроводах постоянного поперечного сечения, местными гидравлическими потерями и падением давления в рабочем гидроцилиндре.

Коэффициенты местного сопротивления определяются опытным путем посредством проливок соответствующих элементов гидросистемы. Достаточно полные данные по значениям коэффициентов местного сопротивления содержатся в справочнике [4].

Возможны следующие типы местных сопротивлений для исследуемой системы нагружения:

- входные и выходные участки трубопроводов;

- внезапное расширение и сужение трубопровода;
- изменение направления потока;
- трубопроводная арматура;
- регулятор расхода.

Расчеты показали, что минимальные суммарные потери давления в элементах гидросистемы составляют ~ 750 Па. По сравнению с рабочим давлением в гидроаккумуляторе, равным 40 МПа, это пренебрежимо малая величина. Расчеты показывают, что по технологическим и конструктивным соображениям элементы гидросистемы могут иметь существенно большие значения коэффициентов гидравлического сопротивления без заметного снижения эксплуатационных характеристик системы нагружения стенда.

Потери давления в рабочем гидроцилиндре обусловлены, главным образом, значительным трением в уплотнительных устройствах. По результатам приемочных испытаний гидроцилиндра давление холостого хода составляет 1,8 МПа.

Процесс расширения воздуха в аккумуляторе давления в силу кратковременности испытания (1...3 с) будем считать адиабатическим, т.е. происходящим без теплообмена с окружающей средой [5]. Для адиабатического процесса изменение давления воздуха при его расширении описывается формулой [5]

$$p_a = p_{a0} \left(\frac{V_0}{V_0 + f_n x_n} \right)^k, \quad (3)$$

где p_{a0} — начальное давление воздуха в воздушной полости аккумулятора давления, Па; V_0 — начальный объем воздушной полости аккумулятора давления, м³; f_n — площадь поршня гидроцилиндра, равная 0,031416 м²; x_n — перемещение поршня гидроцилиндра, м; $k = 1,405$ — показатель адиабаты.

Регулятор расхода является элементом гидравлической системы, обеспечивающим заданный расход рабочей жидкости во время испытания. Дополнительной функцией (но не менее важной) регулятора расхода является обеспечение безопасности проведения испытаний при возникновении нештатных ситуаций.

Особенностью исследуемой гидравлической системы нагружения является то обстоятельство, что давление рабочей жидкости на исполнительном механизме и ее расход в процессе испытания переменны. Типичные гидравлические системы работают или при постоянном расходе, или при постоянном давлении на входе в исполнительный механизм [3, 4]. Величина расхода рабочей жидкости через регулятор расхода определяется степенью открытия регулятора (коэффициентом гидравлического сопротивления) и перепадом давления на входе и выходе из регулятора расхода.

Существенной особенностью представленных на рис. 1 силовых и скоростных характеристик является

скачкообразное возрастание усилия на разгонной головке гидробуфера после выборки хода головки и окончания участка перемещения плунжера с малым гидравлическим сопротивлением. При этом резко изменяется перепад давления на регуляторе расхода, что не может не сказаться на характеристиках гидравлической системы нагружения в целом.

При турбулентных режимах течения при постоянном гидравлическом сопротивлении расход пропорционален квадратному корню из перепада давления на сопротивлении [3, 4].

Представим расходную характеристику регулятора расхода в виде

$$Q = A\varphi(z)\sqrt{\Delta p_p}, \quad (4)$$

где Δp_p – перепад давления рабочей жидкости на регуляторе расхода, Па; $z = Z/Z_{\max}$ – безразмерное перемещение управляющего звена регулятора расхода, $0 \leq z \leq 1$; Z – физическое перемещение управляющего звена регулятора расхода, мм (°); Z_{\max} – максимальное физическое перемещение управляющего звена регулятора расхода, мм (°); $\varphi(z)$ – безразмерная функция степени открытия регулятора расхода в зависимости от значения безразмерного перемещения управляющего звена регулятора расхода, $0 \leq \varphi(z) \leq 1$; A – коэффициент пропорциональности, определяемый свойствами рабочей жидкости, а также типом, размерами, качеством обработки внутренних каналов используемого регулятора расхода (коэффициентом гидравлического сопротивления).

Перепад давления рабочей жидкости на регуляторе расхода Δp_p определяется давлением рабочей жидкости в аккумуляторе давления p_a , усилием на разгонной головке гидробуфера P_6 , гидравлическим сопротивлением элементов гидросистемы Δp_m и потерями давления в гидроцилиндре $\Delta p_{\text{ц}}$:

$$\Delta p_p = p_a - \Delta p_{\text{ц}} - \Delta p_m - \frac{P_6}{f_{\text{п}}}. \quad (5)$$

Учитывая, что расход рабочей жидкости Q и средняя скорость рабочей жидкости в напорной магистрали $u_{\text{н}}$ связаны соотношением

$$Q = u_{\text{н}} f_{\text{т}}, \quad (6)$$

где $f_{\text{т}}$ – площадь поперечного сечения трубопровода, после подстановки соотношений (5) и (6) в зависимость (4) при известном коэффициенте пропорциональности A можем определить значение безразмерной функции степени открытия регулятора расхода $\varphi(z)$.

Полученные соотношения позволяют определить минимальное значение коэффициента пропорциональ-

ности A . Для этого обратимся к силовой и скоростной характеристикам нагружения гидробуфера (см. рис. 1).

При перемещении разгонной головки в районе 135 мм наблюдается резкое (до 433,9 кН) повышение усилия, создаваемого гидробуфером. Скорость перемещения разгонной головки гидробуфера при этом максимальна, т.е. расход рабочей жидкости в гидросистеме стенда максимален ($Q = 0,07 \text{ м}^3/\text{с}$). Степень открытия регулятора расхода $\varphi(z) = 1$. Примем давление в аккумуляторе давления при рассматриваемом перемещении разгонной головки гидробуфера равным 30 МПа. Тогда из формулы (4) следует, что $A_{\min} = 1,9 \cdot 10^{-5}$.

Необходимо иметь значение коэффициента A несколько большим, чем A_{\min} в целях компенсации потерь давления, уменьшения энергоемкости испытаний за счет понижения начального давления в аккумуляторе давления и повышения универсальности системы нагружения стенда для обеспечения возможности проведения испытаний гидробуферов других типовых размеров. Предварительно для нагружения рассматриваемого гидробуфера можно принять $A = 4 \cdot 10^{-5}$.

Безразмерная функция степени открытия регулятора расхода $\varphi(z)$ зависит от конструктивных особенностей регулятора и кинематических особенностей привода исполнительного механизма регулятора. В общем случае это может быть набор точек (расчетных или экспериментальных). Функция $\varphi(z)$ должна быть однозначной, монотонно возрастающей, без особых точек (разрыв, излом). Считается [3], что оптимальной с точки зрения расчета и эксплуатации гидросистемы является линейная зависимость $\varphi(z)$.

При задании $\varphi(z)$ некоторым массивом ее значений в заданных точках возможно ее интерполирование кусочно-линейной зависимостью или с помощью кубических сплайнов. Во всяком случае, функцию $\varphi(z)$ будем считать известной.

Полученные выше зависимости позволяют рассчитать безразмерную функцию степени открытия регулятора расхода $\varphi(z)$ в предположении безынерциальности регулятора расхода, т.е. $\varphi(z)$ такого идеального регулятора, который мгновенно устанавливает требуемый расход рабочей жидкости по сигналу системы управления.

Из соотношения (4) получим

$$\varphi(z) = \frac{Q}{A\sqrt{\Delta p_p}}. \quad (7)$$

Величина расхода определяется скоростью обжатия гидробуфера V_6 и площадью поршня рабочего гидроцилиндра $f_{\text{п}}$:

$$Q = V_6 f_{\text{п}}. \quad (8)$$

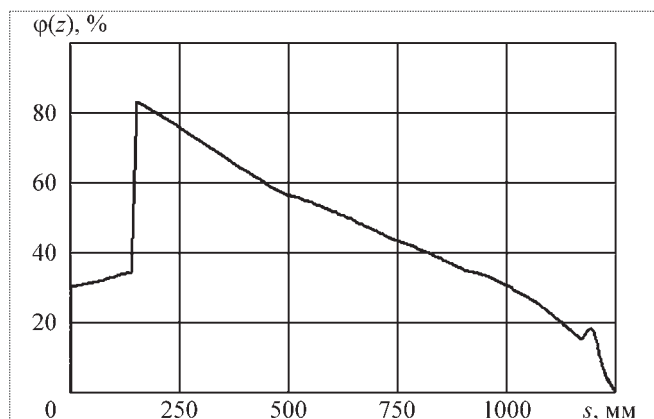


Рис. 3. Изменение степени открытия регулятора расхода

Скорость разгонной головки гидробуфера в натурной конструкции определяется скоростью перемещения бойка защищаемого объекта (мачты, опорной фермы).

Соотношения (3) – (8) используются для теоретического анализа технических возможностей предложенной системы нагружения гидробуферов. Изменение безразмерной функции степени открытия регулятора расхода $\varphi(s)$ для испытаний гидробуфера опорной фермы стартовой системы приведено на рис. 3. Начальное давление в воздушной полости аккумулятора объемом 80 л принималось равным 30 МПа. Момент инерции опорной фермы $J = 656150 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$; ее вес с противовесами составлял 241280 Н. Плечи линий действия весовой нагрузки r_G и усилия со стороны гидробуфера r_6 (см. уравнение (1)) рассчитаны по рабочим чертежам стартовой системы. В целом изменение безразмерной функции степени открытия регулятора расхода соответствует скоростной и силовой характеристикам гидробуфера. При этом прослеживается влияние уменьшения давления воздуха в гидроаккумуляторе за счет его адиабатического расширения (см. формулу (3)). Нагружение гидробуфера на стенде полностью соответствует натурному.

Скачкообразное увеличение степени открытия регулятора расхода в момент удара бойка защищаемого объекта по подушке разгонной головки и при ее перемещении 135 мм на практике реализовано быть не может в силу инерционности исполнительных механизмов регулятора расхода и системы управления. Тем не менее, указанные участки безразмерной функции степени открытия $\varphi(z)$ системой управления и регулятором расхода могут быть отработаны достаточно эффективно, поскольку для существующих регуляторов расхода время перехода от состояния полного закрытия до состояния полного открытия может составлять 5...30 мс [3].

Современные регуляторы расхода и пропорциональные клапаны (по результатам изучения рынка в сети Интернет) имеют встроенную систему управле-

ния. В связи с этим при выборе регулирующего расхода рабочей жидкости устройства необходимо принимать во внимание его эксплуатационные характеристики, включая надежность, ремонтпригодность, удобство применяемых интерфейсов.

При испытаниях основная информация о характере физических процессов поступает с датчика перемещения 17 и датчика давления 20 (см. рис. 2). Указанное обстоятельство определяет достаточно высокие требования к базе датчиков.

В частности, в качестве датчика перемещений используется абсолютный энкодер ВТФ 08, предназначенный для измерения перемещений до 2 м. Энкодер выдает значения перемещения в цифровом виде; погрешность измерений составляет 0,05 %. В качестве датчика давления использован датчик DMP 333 с погрешностью измерений не более 0,25 %. В состав канала измерения давления входит также модуль АЦП сбора данных Sigma USB.

Благодаря точности и быстродействию каналов измерения перемещения и давления и разработанному ПО обеспечиваются сбор и обработка измерительной информации в необходимых объемах, включая двойное дифференцирование и интегрирование функций физических процессов и любых их комбинаций при испытаниях гидробуферов.

В заключение можно сделать следующие выводы:

принципиально возможно создание нагружающего устройства стенда для отработки гидробуферов, обеспечивающего натурные условия нагружения;

создаваемый стенд обеспечит натурные условия нагружения гидробуферов с размерами в ненагруженном состоянии до 4070 мм при известных инерциальных характеристиках защищаемых испытываемыми гидробуферами объектов – массе, положении центра масс, моменте инерции;

основной проблемой при создании пневмогидравлической системы нагружения является разработка и изготовление (приобретение) регулятора расхода с системой управления, который будет способен обеспечивать заданные характеристики по уровню и скорости изменения расхода.

Библиографический список

1. Никитин Н.Н. Курс теоретической механики. М.: Высш. шк., 1990. 607 с.
2. Коротаевский А.П. Стенд для испытаний силового гидропневмооборудования стартовых комплексов при натурных условиях нагружения. Пат. на полезную модель № 83108. ФКП "НИЦ РКП", 2009.
3. Башта Т.М. Гидропривод и гидропневмоавтоматика. М.: Машиностроение, 1972. 320 с.
4. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.: Машиностроение, 1992. 672 с.
5. Герц Е.В., Крейнин Г.В. Расчет пневмоприводов. М.: Машиностроение, 1975. 272 с.

Создание стендовых информационно-управляющих систем и систем аварийной защиты для отработки ЖРД

В.А. Лисейкин, В.В. Милютин, И.А. Тожокин

Изложены проблемы, решение которых имеет определяющее значение при создании информационно-управляющих систем и систем аварийной защиты для стендовых испытаний ЖРД и двигательных установок. Даны примеры систем, обеспечивших успешное проведение испытаний изделий РКТ на стендах ФКП "НИЦ КП" и предприятиях отрасли.

V.A. Liseykin, V.V. Miliutin, I.A. Tozhokin. Development Of Control-Information Systems And Emergency Protection Systems For Test Facilities Of Liquid Rocket Engines

The paper describes problems, solving which have a great value in the course of development of control-information systems and emergency protection systems for test facilities of liquid rocket engines. The paper also gives examples of implementations of systems which provide successful testing of liquid rocket engines in facilities of FKP "NITs RKP" and other enterprises.

Испытания занимают важное место в процессе создания ракетно-космической техники (РКТ). Системы автоматизации испытаний имеют сотни и тысячи параметров измерения и управления, характеризующих тепловые, пневматические, гидравлические, химические, электрические явления. Системы автоматизации применяются для решения следующих задач в ходе испытаний:

- дискретное управление исполнительными элементами стенда и изделия;
- регулирование параметров стенда и изделия;
- аварийная защита стенда и изделия;
- измерение, обработка и визуальное отображение параметров стенда и испытываемого изделия.

Подразделение информационно-управляющих систем (ИУС) ФКП "НИЦ РКП" имеет многолетний опыт разработки, создания и эксплуатации быстродействующих систем измерения, регулирования параметров изделия и стенда, дискретного управления и аварийной защиты для стендовых испытаний изделий РКТ.

Надежность, высокие технические и эксплуатационные характеристики созданных ИУС были подтверждены их успешной работой на десятках стендах ФКП "НИЦ РКП" и других предприятий отрасли (КБХМ, РКК "Энергия", ОАО "Моторостроитель", ОАО "Красмаш") в ходе испытаний ракетных блоков, ЖРД, тепловакуумных космических аппаратов в рамках отечественных и международных программ.

При создании систем данного класса решаются следующие серьезные проблемы: выбор структуры ИУС, обеспечивающей требования к быстродействию, надежности и вычислительной мощности оборудования для решения задач управления и аварийной защиты (опрос измерительных параметров – от 100 до 64 тыс. изм./с, цикл управления – 10 мс, цикл выдачи управляющего воздействия качанием камер сгорания – не более 500 мкс, число параметров аварийной защиты – более 30); обеспечение надежной синхронизации каналов резервированных контроллеров;



ЛИСЕЙКИН
Вадим Александрович –
начальник отдела информационно-управляющих систем НИЦ РКП,
кандидат техн. наук



МИЛЮТИН
Валерий Вячеславович –
заместитель начальника комплекса НИЦ РКП,
кандидат техн. наук



ТОЖОКИН
Игорь Александрович –
заместитель начальника отдела информационно-управляющих систем НИЦ РКП

обеспечение единого времени в распределенной сетевой структуре, объединяющей все подсистемы;
 обеспечение имитации объекта управления с помощью специального оборудования для отладки программного обеспечения в режиме реального времени.

Варианты структур ИУС. В зависимости от задач автоматизации конкретная ИУС строится либо как распределенная сетевая структура, либо как централизованная на базе крейтового оборудования.

Высокопроизводительные системы, характеризующиеся большим объемом измерительных параметров и информационными потоками от сотен тысяч до нескольких миллионов измерений в секунду, предлагаются ФКП "НИЦ РКП", как правило, на крейтовом оборудовании PXI, SCXI, VXI, отечественном оборудовании фирм "Мера" и "Информтест".

Типичным представителем такой системы является комплекс КИВИИС (рис. 1), обеспечивающий измерение, регистрацию и обработку около 300 медленноменяющихся и 100 быстроменяющихся параметров различных типов (более десятка) с опросностью от 100 до 32 000 измерений в секунду.

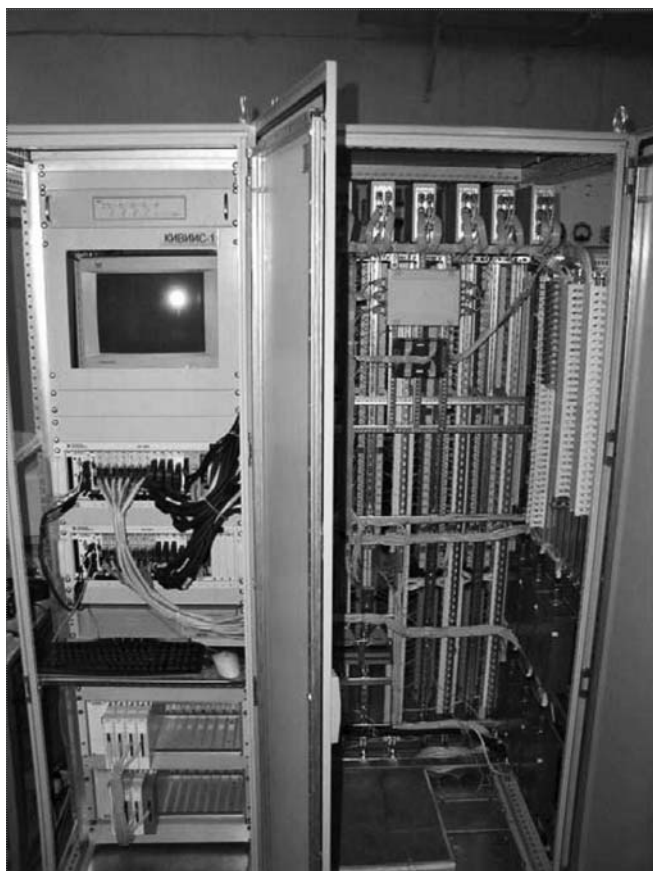


Рис. 1. Информационно-измерительная система стенда № 1 Химзавода ОАО "Красмаш"

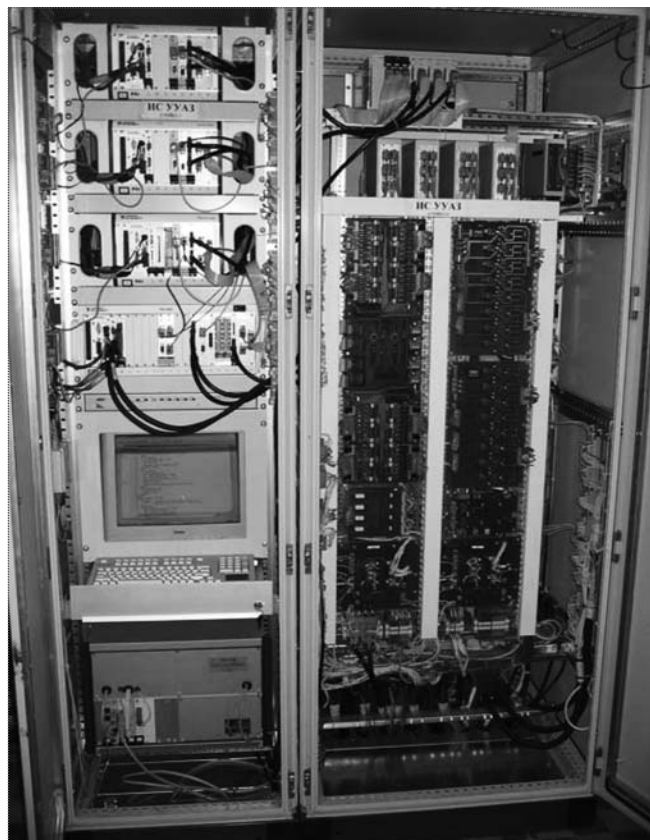


Рис. 2. Система управления и аварийной защиты, созданная ФКП "НИЦ РКП" для испытаний третьих ступеней РН "Союз-2" и РН "Ангара"

Другим примером данной архитектуры является ИУС испытательного стенда РКК "Энергия", которая помимо задач измерения обеспечивает задачи регулирования параметров изделия. Суммарная информативность таких систем составляет около 2 миллионов измерений в секунду с полной регистрацией потока данных на жесткий диск.

Еще один пример – системы СУ–САЗУ управления и аварийной защиты третьих ступеней ракет-носителей "Союз-2" и "Ангара", созданные ФКП "НИЦ РКП" для обеспечения испытаний на стенде ИС-102 (рис. 2).

В ходе стендовых испытаний указанные системы решают следующие задачи:

- запуск и останов двигательной установки;
- аварийная защита двигателя по 33-м параметрам (давления, температуры, обороты);
- качение камер сгорания двигателя;
- управление расходом топлива;
- термостатирование расходной магистрали горючего;

координация и синхронизация работы стендовых систем.

До сих пор перечисленные выше задачи решались самостоятельно в соответствии с принятой в отрасли организацией управления, разработки и производства. В последнее десятилетие наметилась тенденция к их интеграции.

Этому способствует, в частности, развитие электронной техники, методов технической диагностики и аварийной защиты изделий, анализа нештатных ситуаций программными средствами экспертных систем. В этих методах используется все больше измеряемых параметров изделий РКТ, оборудования испытательных стендов и сигналов управления ими. Поэтому переход к интегрированным информационно-управляющим стендовым системам, реализующим в единой идеологии функции управления, измерения, диагностики и аварийной защиты, является вполне закономерным. Актуальность интеграции также связана с возможностями повышения качества испытаний (надежности, оперативности и информативности) и снижения затрат на их проведение.

Возможность интеграции задач измерения и управления в данных примерах обеспечивается наличием в каждом крейте двух процессорных модулей — контроллера РХ1, используемого для измерения, обработки, управления бортовыми приборами, решения задач аварийной защиты и визуального отображения, и контроллера управления СИКОН-1775.20, обеспечивающего циклограмму пуска. Совмещение в одном крейте средств реализации задач управления и аварийной защиты обеспечило существенное сокращение времени реакции на аварийную ситуацию, а также возможность использования измерительной информации для решения задач регулирования.

Распределенные информационно-управляющие системы наиболее эффективны для обеспечения следующих характерных для двигательного стенда задач:

- дискретного управления исполнительными элементами стенда и изделия;

- регулирования параметров изделия и стенда;

- управления качанием камер сгорания.

Данный тип структуры был принят для построения ИУС ряда стендов ФКП «НИЦ РКП» и других предприятий отрасли. Распределенная ИУС имеет трехуровневую организацию (рис. 3). Два нижних уровня составляют контроллеры и оборудование связи с объектом. На верхнем уровне находятся рабочие станции операторов, ведущих инженеров и специалистов, серверы баз данных.

Каждая из перечисленных выше задач ИУС (дискретного управления, регулирования и управления ка-

чанием) в зависимости от важности решается на одноканальных или резервированных контроллерах. Например, подсистемы дискретного управления исполнительными элементами изделия выполнены по троированной схеме, регулирования параметров изделия — по дублированной, а подсистема управления качанием — по нерезервированной.

В состав ИУС входят имитаторы, представляющие собой выделенные программируемые контроллеры, задачей которых является генерация по заданной циклограмме последовательности сигналов, обеспечивающих проверку правильности работы алгоритмов и оборудования ИУС.

С 1995 г. по настоящее время ФКП «НИЦ РКП» создает системы управления на базе семейства сетевых промышленных контроллеров СИКОН (совместная разработка НИИХиммаш и ООО «Компьютерные комплексы», г. Москва), объединенных дублированной промышленной сетью.

Особенностью данных типов контроллеров является наличие развитых средств частотного ввода/вывода, что идеально отвечает требованиям надежного и помехозащищенного приема информации от преобразующей аппаратуры с помощью частотных и дискретных сигналов, простого размножения сигналов и имитации показаний датчиков.

Центральным вычислительным и управляющим устройством ИУС является разработанный в 2004 г. контроллер СИКОН-ТС1775 (рис. 4). Программируемый контроллер управления СИКОН-ТС1775 выполнен на микроконтроллере TriCore SAC TC-1775B фирмы *Infineon*, имеющем 32-разрядное RISC-ядро, сигнальный процессор и процессор ввода/вывода. Модуль обеспечивает широкие возможности ввода/вывода аналоговых (32), дискретных (до 2048) и частотных (64) сигналов, выход на промышленные сетевые интерфейсы — дублированные Ethernet и CANbus. Модуль имеет несколько исполнений:

- СИКОН ТС1775.30 для использования в автономных одноканальных, дублированных и трехканальных управляющих контроллеров СИКОН 1775.К1/К2/К3;

- СИКОН ТС1775.20 для использования в крейтовых РХ1-системах в качестве универсального измерительно-управляющего модуля, работающего в режиме жесткого реального времени или в качестве адаптера CANbus.

Контроллерный блок, измерительные преобразователи и устройства связи с объектом размещаются в шкафу типа Rital.

В настоящее время номенклатура разработанных НИИХиммаш совместно с ООО «Компьютерные комплексы» измерительных преобразователей и устройств

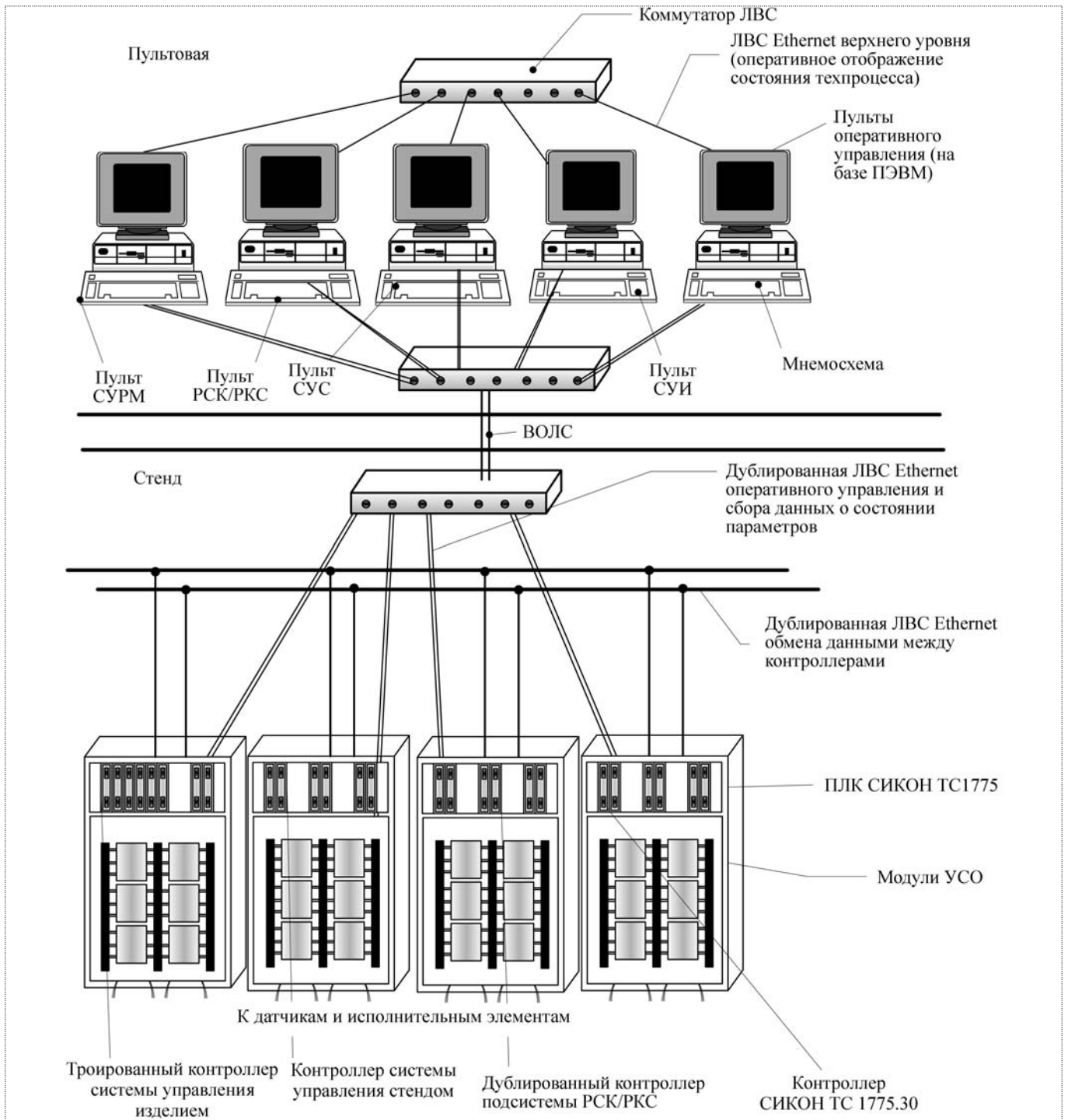


Рис. 3. Архитектура ИУС типового стенда на базе контроллеров СИКОН TC1775

ввода/вывода практически исчерпывает требования, предъявляемые к ИУС при стендовых испытаниях изделий ракетной техники. В их числе одноканальные и многоканальные преобразователи сигналов потенциометрических датчиков, термометров сопротивлений,

термопар, датчиков напряжения, датчиков постоянного тока, датчиков расхода и чисел оборотов.

Многоканальные модули дискретного ввода обеспечивают ввод сигналов сигнализаторов и контактных датчиков, а модули вывода – непосредственное управление электропневмоклапаном, пиросредствами,

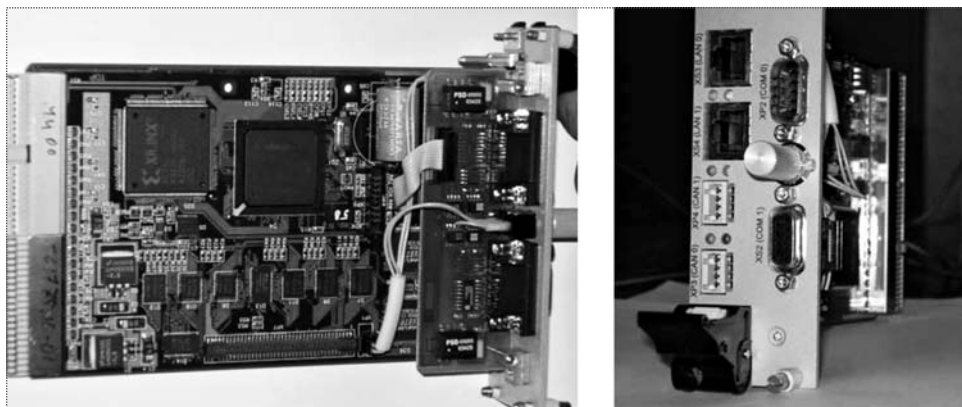


Рис. 4. Модуль контроллера СИКОН TC1775

электроприводами шаговыми и постоянного тока, электрогидравлическими сервоприводами (рис. 5).

Проблема синхронизации. Наибольшую трудность при создании ИУС представляет задача взаимной синхронизации каналов троированных структур и обеспечение единого времени в системе, насчитывающей подчас несколько десятков контроллеров. От корректности ее решения зависит быстродействие системы и способность обеспечить "безударное" продолжение функционирования при отказе какой-либо ее резервированной структуры.

Все управляющие контроллеры работают жестко циклически. В течение одного такта осуществляются опрос входных каналов, обработка программ управления и вывод сигналов на объект управления. Внутри такта процессоры в каждом канале работают независимо друг от друга.

Суть применяемого способа синхронизации каналов в троированных системах состоит в одномоментном выравнивании такта во всех каналах и взаимном обмене массивами состояний входов, выходов, программ 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.

Обеспечение единого времени. Одна из важных задач, решенных при создании ИУС, заключалась в синхронизации шкалы времени ИУС со стендовыми информационно-измерительными системами (ИИС). Например, на рис. 6 показана организация единого времени между подсистемами ИУС и ИИС стенда № 1 ОАО "Красмашзавод". Два блока синхронизации (БС) каждую секунду посылают по сети CANbus метки единого времени, синхронизируя единый во всех кон-

троллерах СИКОН 10-миллисекундный цикл от глобальной навигационной спутниковой GPS либо в последующем от системы ГЛОНАСС.

Такая схема синхронизации обеспечивается наличием в крейтах РХИ системы измерения специального процессорного модуля — контроллера СИКОН-ТС1775.2 0, реализующего функции измерения частотных параметров ИИС, приема сигналов уровнемеров, сигналов срабатывания пиро-

средств, а также синхронизацией по меткам единого времени с ИУС.

Имитация. Особенностью используемых измерительных преобразователей ИУС является возможность имитации входных сигналов с помощью специальных средств. Частотные сигналы имитируются через размножители; кодовые и дискретные — через цифровые интерфейсы.

В качестве примера, иллюстрирующего реализацию возможностей имитации, можно привести систему управления и аварийной защиты (СУ-САЗУ) 3-й степени РН "Союз-2". Сложность программного обеспечения СУ-САЗУ, обусловленная в немалой степени и большой кооперацией участвующих в проекте организаций (ЦСКБ "Прогресс", ПНО "А", КБХА, ИПУ РАН), оказалась такова, что потребовалась отработка на имитационных моделях всех вариантов, возможных при испытаниях этой ракеты-носителя (рис. 7). Успешному решению этой задачи способствовало наличие в СУ-САЗУ средств, позволяющих имитировать объект управления в режиме реального времени.

В системе осуществляются регистрация и отображение значений всех входных аналоговых параметров и дискретных входных и выходных команд с помощью специального контроллера и необходимых схемных решений в модулях ввода и вывода.

С использованием данной системы были проведены холодные и огневые испытания изделия 14С54. Программа испытаний выполнена полностью и без замечаний к СУ-САЗУ. Получены важные данные для настройки штатной системы управления для обеспечения предстоящих запусков ракеты-носителя "Союз-2". Аналогичная схема была задействована при испытаниях ступеней РН "Ангара".

Опыт использования описанной системы позволяет сделать следующие выводы:

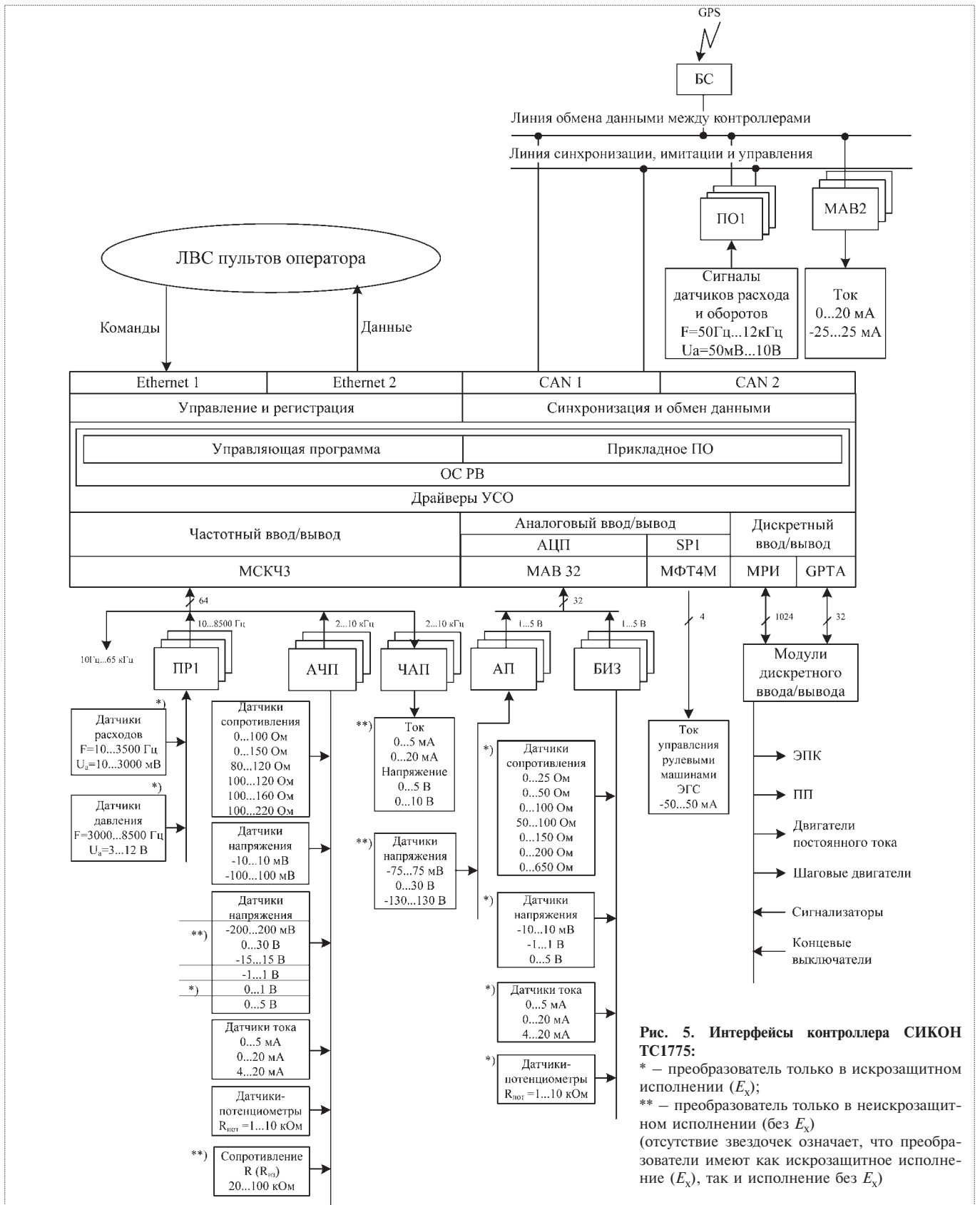


Рис. 5. Интерфейсы контроллера СИКОН TC1775:
 * – преобразователь только в искрозащитном исполнении (E_x);
 ** – преобразователь только в неискрозащитном исполнении (без E_x)
 (отсутствие звездочек означает, что преобразователи имеют как искрозащитное исполнение (E_x), так и исполнение без E_x)

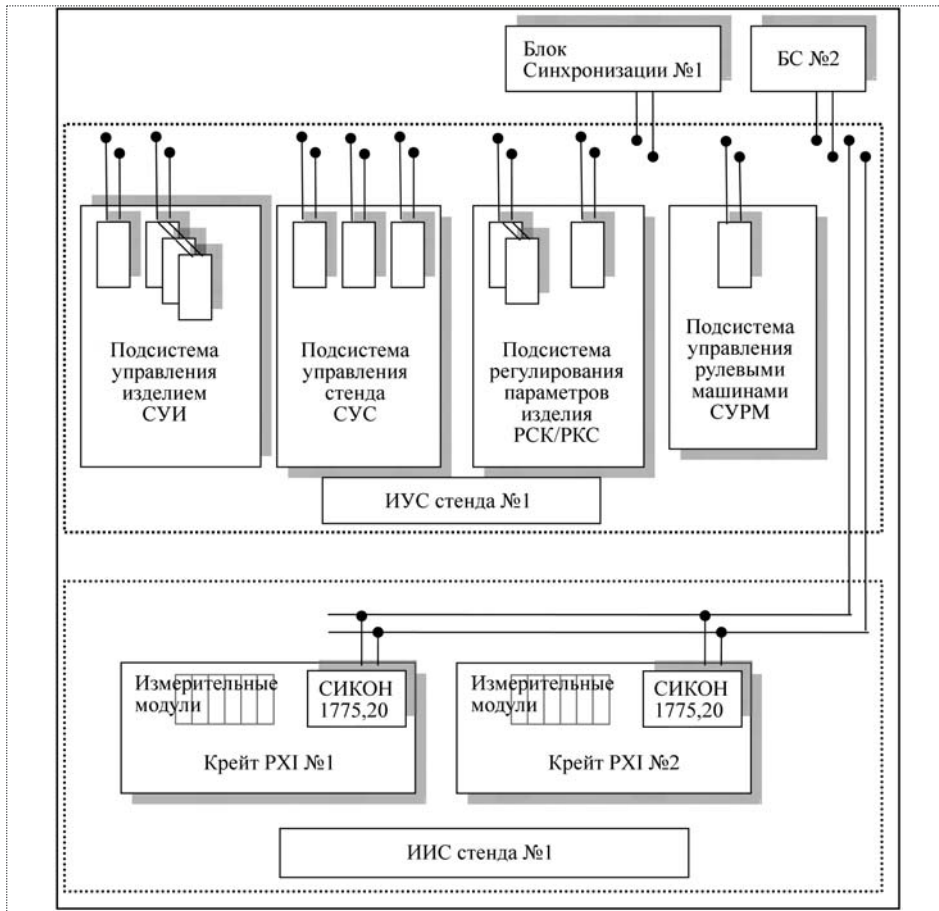


Рис. 6. Пример организации единого времени между ИУС и ИИС типового двигательного стенда

развитие стендовых ИУС в направлении интеграции является перспективным. Этому способствует продолжающаяся микроминиатюризация электронной базы автоматизации;

степень интеграции стендовых ИУС, выполняющих функции летных систем управления, зависит от интегрированности бортовых систем управления и телеметрии, структура которых во многом определяет облик стендовых ИУС.

ФКП "НИЦ РКП" продолжает работы по интегрированным стендовым ИУС. В настоящее время на одном из стендов предприятий отрасли внедряется ИУС, также комплексно решающая задачи управления, измерения и аварийной защиты.

Библиографический список

1. Лисейкин В.А., Милютин В.В., Потапов И.А., Фролов С.В. Автоматизация испытаний изделий ракетно-космической техники // Вестник метрологии. 2005. № 2.
2. Лисейкин В.А., Милютин В.В., Зиновьев В.В., Калита А.В. Использование КТС "СИКОН" для управления технологическими процессами при стендовых испытаниях энергетических установок // Приборы. 2006. № 3.
3. Лисейкин В.А., Милютин В.В. Системные исследования вариантов построения автоматизированного комплекса управления подготовкой и заправкой (АКУПЗ) стартовых позиций, автоматизированных систем управления технологических процессов (АСУТП) хранилищ ракетных топлив и производств криогенных продуктов космодрома "Восточный". Разработка состава и структуры аппаратных и программных средств и принципиальных технических решений построения АКУПЗ и АСУТП // Науч.-техн. отчет ФКП "НИЦ РКП" № 110.046-08. Пересвет: Изд. ФКП "НИЦ РКП", 2008.

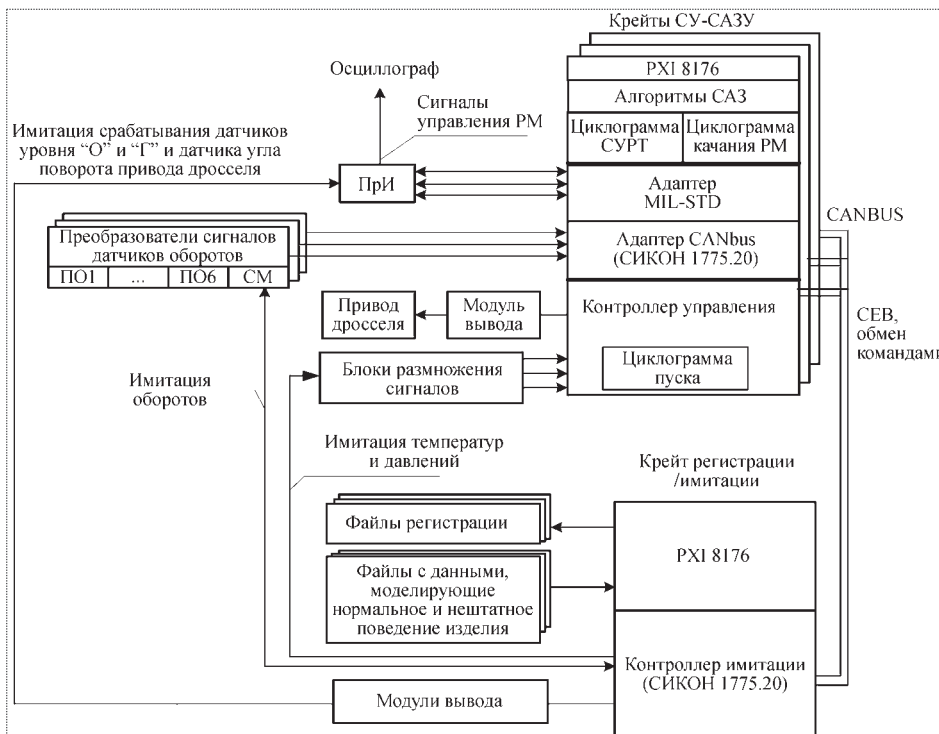


Рис. 7. Схема имитации сигналов при подготовке СУ-САЗУ к испытаниям



ЛИСЕЙКИН
Валдим Александрович —
начальник отдела информационно-управляющих систем НИЦ РКП,
кандидат техн. наук

Организация обмена данными в распределенных информационно-управляющих системах

В.А. Лисейкин

Предложен простой и надежный протокол обмена данными в распределенных информационно-управляющих системах на базе сетевых промышленных контроллеров. Он позволяет изменять (включать/выключать) и контролировать состояние элементов автоматики в контроллере из любого контроллера локальной сети.

V.A. Liseykin. Organization Of Data Exchange In Distributed Control-information Systems

The paper describes simple and reliable data exchange protocol in distributed control-information system based on network industrial controllers which allows to change (switch on/off) and control state of discrete automatic elements in any controller from any other controllers of the local network.

Распределенные информационно-управляющие системы (ИУС) наиболее эффективны для решения задач, характерных для испытательных стендов изделий РКТ. Каждая из задач (дискретного управления, регулирования и аварийной защиты) в зависимости от важности решается на одноканальных или резервированных контроллерах.

Например, подсистемы дискретного управления исполнительными элементами изделия и системы аварийной защиты могут быть выполнены по троированной схеме, системы регулирования параметров изделия — по дублированной, а подсистемы управления и регулирования стендовых параметров могут быть нерезервированы. С 1995 г. по настоящее время ФКП "НИЦ РКП" создает системы управления на базе семейства сетевых промышленных контроллеров СИКОН, объединенных дублированной промышленной сетью. Сетевая архитектура контроллеров СИКОН позволяет изменять (включать/выключать) и контролировать состояние элементов автоматики в контроллере из любого другого контроллера сегмента сети.

В статье предложен простой и надежный протокол обмена данными и механизм, реализующий эту возможность.

Общие принципы организации обмена данными между контроллерами ИУС. На рис. 1 показана схема организации обмена данными между контроллерами. Ее основными компонентами являются порты ввода-вывода, системное сетевое программное обеспечение и программное обеспечение, реализующее протокол обмена и синхронизации состояний элементов автоматики в различных контроллерах.

В качестве портов ввода-вывода используются две области памяти, зарезервированные в области данных прикладных программ контроллеров:

область экспорта, через которую контроллер управляет элементами автоматики, принадлежащими другим контроллерам;

область импорта, через которую контроллер получает данные от других контроллеров. Область импорта контроллера разбита на части, число которых соответствует числу связанных с ним контроллеров.

Задание размеров областей экспорта и импорта, разбивка области импорта на под-области и установление сетевых каналов передачи данных осуществляются на этапе

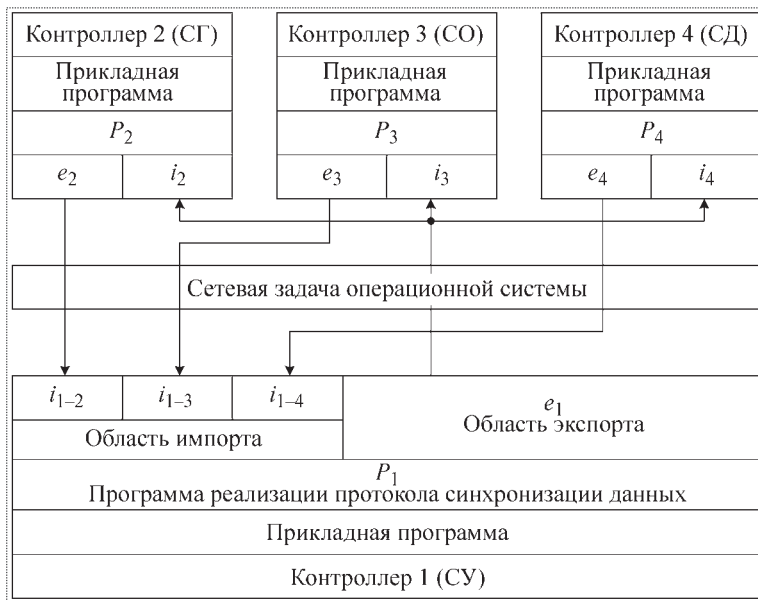


Рис. 1. Пример логической организации связей между контроллерами с именами СУ, СГ, СО, СД

конфигурирования параметров контроллеров исходя из предположений о степени взаимодействия между задачами различных контроллеров ИУС.

Операционная система обеспечивает чтение и запись областей экспорта и импорта между различными узлами (контроллерами) сети в соответствии с конфигурацией сетевых связей.

В состав прикладной программы контроллера включается программная поддержка специально разработанного протокола обмена и синхронизации состояний элементов автоматики, которые одновременно используются в нескольких контроллерах. Распределение памяти внутри областей экспорта и импорта (каждому внешнему элементу автоматики соответствует пара 2-разрядных портов в областях экспорта и импорта), а также генерация данных для программного обеспечения, реализующего протокол обмена и синхронизации состояний элементов автоматики, осуществляются автоматически при подготовке программ управления.

Исходя из специфики испытаний ракетной техники, можно выделить две базовые схемы распределения обязанностей между контроллерами в ИУС.

По первой схеме ИУС обслуживает одно рабочее место для проведения испытаний (рис. 2). Причем один из контроллеров (как правило, троированный) является ведущим. Он управляет основными агрегатами стенда и изделия согласно заданной циклограмме испытаний (временной последовательности включений/выключений алгоритмов и элементов автомати-

ки). Остальные контроллеры являются подчиненными. Они используются в следующих случаях:

для решения автономных задач (например, регулирования параметров отдельных подсистем стенда или изделия);

для снижения затрат на кабельную сеть за счет оптимального территориального распределения контроллеров;

для снижения затрат на оборудование за счет одноканального исполнения контроллеров управления вспомогательными технологическими системами.

В двух последних случаях подчиненные контроллеры являются как бы продолжением ведущего контроллера (расширяют число каналов ввода/вывода).

Согласно второй схеме (рис. 3) ИУС обслуживает несколько рабочих мест для проведения испытаний. Особенностью данной схемы является наличие контроллеров, обслуживающих

технологические системы, общие для нескольких рабочих мест (например, хранилищ компонентов, систем подачи технологических газов и т.п.).

Для каждого рабочего места один из контроллеров назначается ведущим, а подчиненные контроллеры – общими для всех ведущих контроллеров. В подчиненном контроллере область импорта разбита на части, число которых соответствует числу ведущих контроллеров. В эти подобласти средствами сетевого программного обеспечения переписываются области экспорта ведущих контроллеров. Содержимое областей представляет собой команды на изменение элементов автоматики, принадлежащих подчиненному контролле-

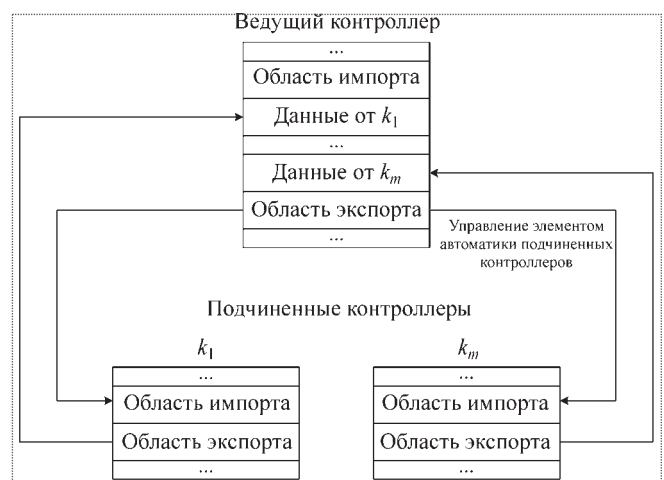


Рис. 2. Схема взаимодействия ведущего контроллера в сегменте сети с подчиненными контроллерами

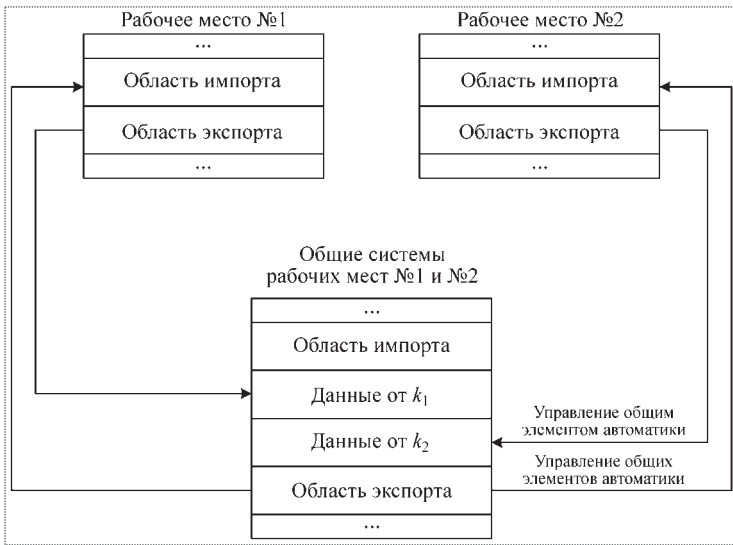


Рис. 3. Взаимодействие контроллеров в сегменте сети по схеме, когда несколько ведущих контроллеров взаимодействуют с одним общим контроллером

ру. Из области экспорта подчиненного контроллера в область импорта ведущего контроллера передается информация о состоянии элементов автоматики.

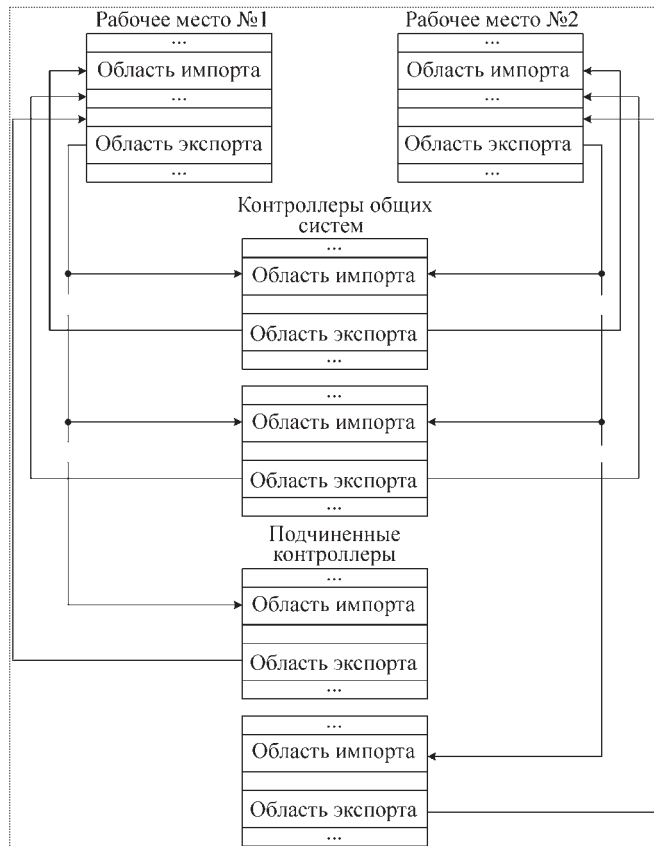


Рис. 4. Комбинированная схема взаимодействия контроллеров в сегменте сети

Если подчиненных контроллеров несколько, то область экспорта каждого подчиненного контроллера связана с соответствующей подобластью импорта ведущего контроллера.

Таким образом, число подобластей импорта в каждом ведущем контроллере соответствует числу подчиненных контроллеров.

Возможен комбинированный вариант сегмента ИУС, реализующий возможности обеих схем (рис. 4). В этом случае ИУС обслуживает несколько рабочих мест. Для каждого рабочего места определен ведущий контроллер. Часть подчиненных контроллеров являются общими для нескольких рабочих мест, а другие управляют системами своего рабочего места.

Для любой схемы взаимодействия между контроллерами действуют следующие правила.

Область экспорта, через которую контроллер управляет элементами автоматики, принадлежащими другим контроллерам, едина и неделима.

Причем разработчику программ управления не нужна информация о том, где именно находится внешний по отношению к данному контроллеру элемент автоматики. В отличие от области экспорта область импорта контроллера может быть разделена на несколько подобластей (по числу связанных с ним контроллеров). Их размеры должны быть больше или равны размерам областей экспорта этих контроллеров.

Задание межконтроллерных связей. В качестве примера рассматривается интегрированная среда подготовки программ управления для контроллеров СИКОН. Определение сетевых связей осуществляется с помощью файлов конфигурации, входящих в состав проектов прикладных программ контроллеров.

При создании программного обеспечения контроллера используется концепция модульной организации программ. При этом отдельные программы или группы взаимосвязанных программ хранятся в отдельных файлах. Совокупность всех этих файлов образует проект прикладной программы контроллера. Файл проекта представляет собой обычный текстовый файл, в котором перечисляются имена входящих в проект файлов.

Ниже показаны примеры проектов прикладных программ системы из четырех контроллеров (первым файлом проекта обязательно должен быть файл конфигурации контроллера):

```

Файл проекта su.prg
d:\Проекты\CFG\su.cfg
d:\Проекты\СУ\decl_su.cll
    
```



```
d:\Проекты\СГ\СГ.imp
d:\Проекты\СО\СО.imp
d:\Проекты\СД\СД.imp
d:\Проекты\СУ\test_su.cll
```

Файл проекта sg.prg

```
d:\Проекты\CFG\sg.cfg
d:\Проекты\СГ\decl_sg.cll
d:\Проекты\СУ\СУ.imp
d:\Проекты\СГ\test_sg.cll
```

Файл проекта so.prg

```
d:\Проекты\CFG\so.cfg
d:\Проекты\СО\decl_so.cll
d:\Проекты\СУ\СУ.imp
d:\Проекты\СО\test_so.cll
```

Файл проекта sd.prg

```
d:\Проекты\CFG\sd.cfg
d:\Проекты\СД\decl_sd.cll
d:\Проекты\СУ\СУ.imp
d:\Проекты\СД\test_sd.cll
```

Файл конфигурации задает состав аппаратуры контроллера и распределение области данных прикладной программы. В файле конфигурации указываются размеры областей экспорта и импорта, а также деление области импорта на подобласти. Для каждой подобласти импорта определяются ее длина и имя связанного с ней контроллера в пределах сети обмена данными. Ниже даны примеры задания сетевых связей в файлах конфигурации четырех контроллеров, объединенных согласно схеме, приведенной на рис. 1:

Файл su.cfg

```
имя_контроллера = СУ
...
область_импорта = направление: от
СГ узел:5, длина:4 ...
область_импорта = направление от
СО узел:6, длина:4 ...
область_импорта = направление от
СД узел:7, длина:4 ...
область_экспорта = направление:
всем, длина:4
...

```

Файл sg.cfg

```
имя_контроллера = СГ
...
область_импорта = направление: от
СУ узел:1, длина:4 ...
область_экспорта = направление:
всем, длина:4 ...
...

```

Файл so.cfg

```
имя_контроллера = СО
```

```
...
...
область_импорта = направление: от
СУ узел:1, длина:4 ...
область_экспорта = направление:
всем, длина:4 ...
...
Файл sd.cfg
имя_контроллера = СД
...
...
область_импорта = направление: от
СУ узел:1, длина:4 ...
область_экспорта = направление:
всем, длина:4 ...
...

```

Остальные файлы проекта содержат декларативные описания переменных и тексты программ на языке CLL. За исключением файла конфигурации файлы, составляющие проект, имеют расширение ".cll" или расширение ".imp". Последние представляют собой файлы импорта, полученные в результате трансляции проектов программ смежных контроллеров.

Имена файлов импорта и их порядок следования в проекте должны соответствовать распределению области импорта на подобласти. Файлы, содержащие определения переменных (декларативные cll-файлы), должны предшествовать файлам импорта (расширение ".imp"), а последние – файлам, содержащим программы управления (расширение ".cll").

В результате трансляции проекта наряду с результирующими файлами (расширение ".c") и другими служебными файлами создается файл импорта с именем, совпадающим с именем контроллера и расширением ".imp" для включения в проекты программ других контроллеров. Кроме того, транслятор генерирует данные для служебных программ, реализующих протокол обмена и синхронизации данных, используя информацию из файлов импорта проекта.

Описание протокола обмена и синхронизации данных. При создании рабочего программного обеспечения (алгоритма управления) на языке CLL элементы автоматики (ЭА), внешние по отношению к данному контроллеру, объявляются с помощью специального оператора языка CLL следующего формата:

внешний имя 1, имя 2, ..., имя N ,

где имя N – это имя ЭА дискретного типа (вход, выход, флаг).

При обработке оператора для каждого внешнего элемента автоматики транслятором создается "двойник" ЭА* – представитель ЭА в данном контроллере.

Для размещения "двойников" используется отдельная область памяти — область внешних переменных.

Синхронизация (установление соответствия) между состояниями ЭА (v) и его "двойника" ЭА* осуществляется по специальному протоколу обмена через 2-разрядные порты в областях экспорта и импорта контроллеров с помощью следующих кодовых посылок:

- $k0 = 01$ — команда на выключение удаленного ЭА;
- $k1 = 10$ — команда на включение удаленного ЭА;
- $s0 = 00$ — код выключенного состояния ЭА;
- $s1 = 11$ — код включенного состояния ЭА.

Через порты области экспорта передаются:

команды ($k0$ или $k1$) удаленным контроллерам при изменении состояния ЭА в местном контроллере пользовательской программой или в результате действий оператора;

коды текущего состояния местного ЭА ($s0$ или $s1$).

Через порты области импорта принимаются:

команды ($k0$ или $k1$) от удаленного контроллера на изменение состояния ЭА в местном контроллере; коды состояния удаленного ЭА ($s0$ или $s1$).

Обозначим через $v \in \{0, 1\}$ — состояние ЭА; через $e, i \in \{s0, s1, k0, k1\}$ — содержимое 2-разрядных портов из областей экспорта и импорта соответственно. Определим протокол синхронизации состояний ЭА следующей системой уравнений:

$$v = 1; e = s1, \text{ если } e == s0 \text{ и } i == k1; \quad (1)$$

$$v = 0; e = s0, \text{ если } e == s1 \text{ и } i == k0; \quad (2)$$

$$v = 1; e = s1, \text{ если } e == s0 \text{ и } (i == k1 \parallel i == s1); \quad (1^*)$$

$$v = 0; e = s0, \text{ если } e == s1 \text{ и } (i == k0 \parallel i == s0); \quad (2^*)$$

$$e = k0, \text{ если } v = 0; e == s1 \text{ и } (i == s1 \parallel i == k1); \quad (3)$$

$$e = k1, \text{ если } v = 1; e == s0 \text{ и } (i == s0 \parallel i == k0); \quad (4)$$

$$e = s0, \text{ если } v = 0; e == k0 \text{ и } (i == s0 \parallel i == k0); \quad (5)$$

$$e = s1, \text{ если } v = 1; e == k1 \text{ и } (i == s1 \parallel i == k1). \quad (6)$$

Первые четыре уравнения определяют зависимость значения v и кода состояния порта экспорта e от содержимого порта импорта i и предыдущего значения e . Уравнения (1) и (2) действуют для контроллера, которому принадлежит ЭА. Согласно этим уравнениям изменение состояния ЭА происходит только по командам $k0$ или $k1$ от удаленного контроллера. Уравнения (1*) и (2*) действуют для контроллера, которому не принадлежит ЭА. Согласно этим уравнениям измене-

ние состояния местного ЭА может произойти не только по команде, но и по состоянию удаленного ЭА. Этим обеспечивается приоритет реального состояния ЭА над состоянием виртуального двойника ЭА*.

Уравнения (3) и (4) описывают условия формирования кода команды: " $e = k0 / k1$ " для передачи в удаленный контроллер сигнала об изменении состояния ЭА в местном контроллере в результате работы прикладной программы или действий оператора.

Уравнения (5) и (6) завершают цикл установления соответствия состояния ЭА и ЭА* в местном и удаленном контроллерах путем изменения состояния e из $k0$ в $s0$ ($k1$ в $s1$) после изменения состояния ЭА.

Обновление состояния области импорта i осуществляется с помощью сетевого программного обеспечения, которое непрерывно переписывает области экспорта e одних контроллеров в области импорта других в соответствии с заданной конфигурацией сетевых связей. Таким образом, уравнение (6) может иметь вид

$$i_n = e_m. \quad (7)$$

Еще два уравнения необходимы для исключения тупиковых ситуаций:

$$e = k0, \text{ если } v == 0 \text{ и } e == k1; \quad (8)$$

$$e = k1, \text{ если } v == 1 \text{ и } e == k0. \quad (9)$$

Среди множества различных комбинаций значений v, e, i выделим состояние устойчивого нуля, при котором $\langle v = 0, e = s0, i = s0 \rangle$, и состояние устойчивой единицы, при котором $\langle v = 1, e = s1, i = s1 \rangle$. Все остальные комбинации $\langle v, e, i \rangle$ являются неустойчивыми, так как в соответствии с приведенными выше уравнениями через конечное время неустойчивое состояние переходит в устойчивое.

На рис. 5 показана схема обмена данными между двумя, а на рис. 6 — между несколькими контроллера-

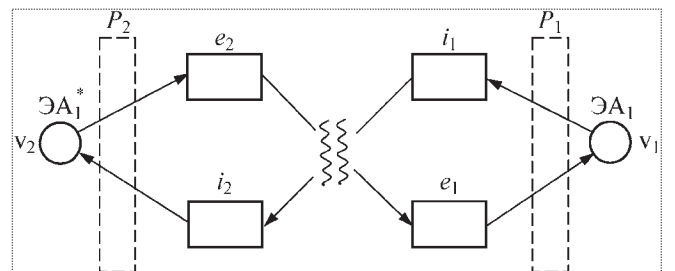


Рис. 5. Схема взаимной синхронизации состояния общего элемента автоматики в двух контроллерах

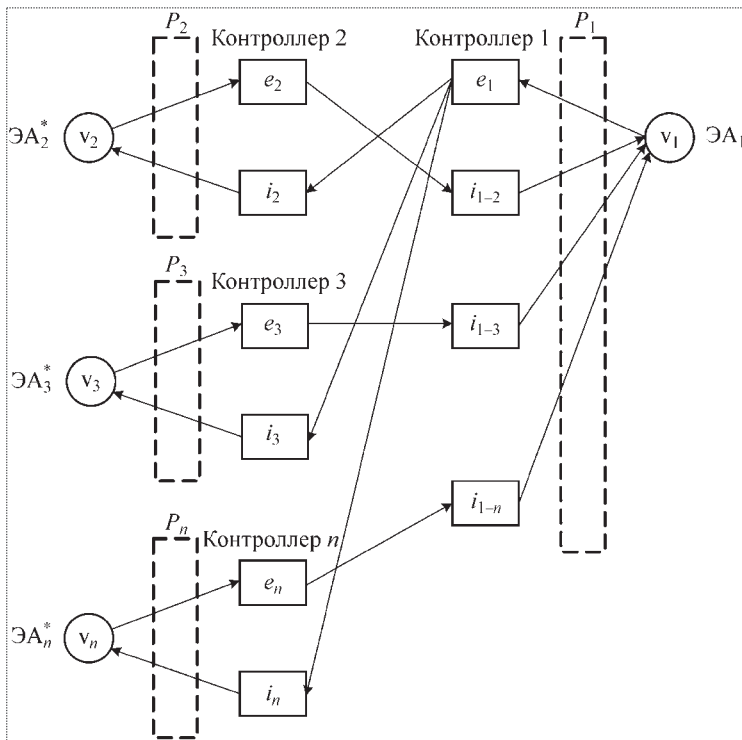


Рис. 6. Схема взаимной синхронизации состояния общего элемента автоматики в нескольких контроллерах

ми. На рис. 7 приведена диаграмма состояний протокольного объекта $\langle v, e \rangle$, соответствующего элементу автоматики, участвующему в обменах. Стрелками показаны переходы протокольного объекта из одного состояния в другое при "внешнем" изменении состояния элемента автоматики и содержимого порта импорта.

На схемах использованы следующие обозначения:

\mathcal{A}_1 – реальный элемент автоматики, принадлежащий первому контроллеру;

\mathcal{A}_2^* – "двойник" \mathcal{A} во втором контроллере;

v_1, v_2 – значения \mathcal{A} и \mathcal{A}^* в первом и втором контроллерах соответственно;

e_1, e_2 – содержимое 2-разрядных портов в области экспорта;

i_1, i_2 – содержимое 2-разрядных портов в области импорта;

P_1, P_2 – программы формирования состояния \mathcal{A} и кодов экспорта в контроллерах в соответствии с приведенными выше уравнениями.

Рассмотрим действие протокола. Пусть исходное состояние \mathcal{A}^* и \mathcal{A} в контроллерах было устойчивым нулем, и в результате выполнения операции "вкл. \mathcal{A} " в прикладной программе второго контроллера устано-

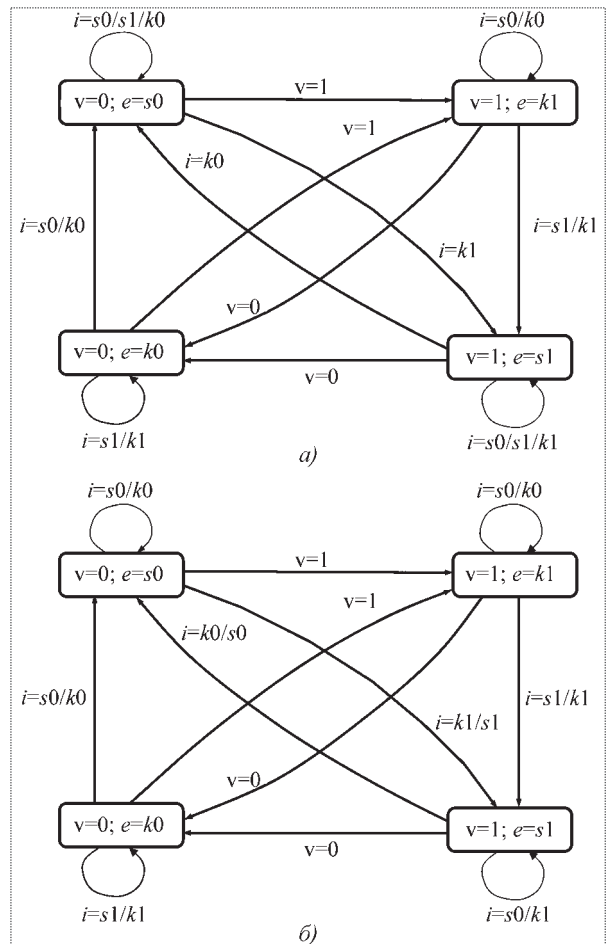


Рис. 7. Диаграмма состояний протокольного объекта $\langle v, e \rangle$, соответствующего элементу автоматики, принадлежащему контроллеру (а) и не принадлежащему контроллеру (б)

вилось значение v_2 , равное 1. Тогда имеет место следующая последовательность операций (рис. 8):

1) в соответствии с уравнением (4) программа P_2 присваивает e_2 код $k1$;

2) в соответствии с уравнением (7) сетевое программное обеспечение (ПО) обеспечивает передачу области экспорта из второго контроллера в первый, т.е. $i_1 = e_2 = k1$;

3) в соответствии с уравнением (1) программа P_1 , получив по импорту код команды $k1$, изменяет состояние \mathcal{A} на противоположное ($v_1 = 1$) и дает об этом знать всем смежным контроллерам путем подачи соответствующей кодовой посылки ($e_1 = s1$) через свою область экспорта согласно уравнению (7);

4) в соответствии с уравнением (6) программа P_2 , получив по импорту код $s1$, изменяет состояния своей области экспорта на $s1$ ($e_2 = s1$), тем самым приводя

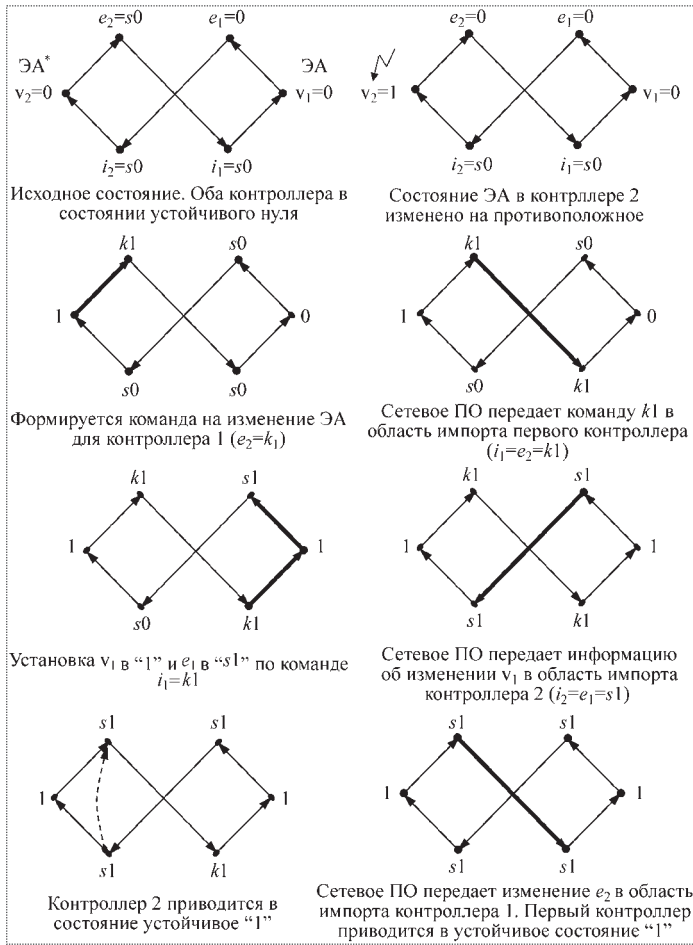


Рис. 8. Последовательность операций обмена данными между двумя контроллерами

элементы второго контроллера в устойчивое состояние;

5) в соответствии с уравнением (7) сетевое программное обеспечение обеспечивает передачу состояния s_1 из области экспорта второго контроллера в первый (т.е. $i_1 = e_2 = s_1$), после чего в устойчивое состояние переходит и первый контроллер.

Аналогично, изменение значения ЭА в контроллере 1 (в результате действий оператора или программы управления) согласно протоколу обмена приведет к изменению состояния ЭА* во всех смежных контроллерах (рис. 9).

Перечисленной выше последовательности операций соответствует временная диаграмма, приведенная на рис. 10. Пусть t_{1-2} – время передачи данных от первого контроллера ко второму; а t_{2-1} – от второго контроллера к первому. Тогда полное время обмена от одного устойчивого состояния до другого составляет

$$t \geq 2t_{1-2} + t_{2-1}.$$

Чтобы избежать потерь информации, длительность включенного состояния элемента автоматики (импульса) или выключенного состояния (паузы) должна отвечать неравенству

$$t_{\text{и}} \geq t_{1-2} + t_{2-1}.$$

На рис. 11 показана временная диаграмма для случая $t_{\text{и}} < t_{1-2} + t_{2-1}$. Видно, что часть импульсов, формируемых первым контроллером, до второго контроллера не доходит, т.е. протокол обмена, определяемый уравнениями (1)–(9), действует как своеобразный фильтр высоких частот. Это нужно иметь в виду при разработке алгоритмов управления.

Важным свойством протоколов обмена данными является их устойчивость к нештатным ситуациям. Наиболее вероятной из них является сброс контроллера.

При сбросе состояние ячеек памяти контроллера обнуляется, т.е. элементы автоматики контроллера, их дубликаты и соответствующие им порты, участвующие в обменах, получают состояние устойчивого нуля. В соответствии с действием протокола их дальнейшее

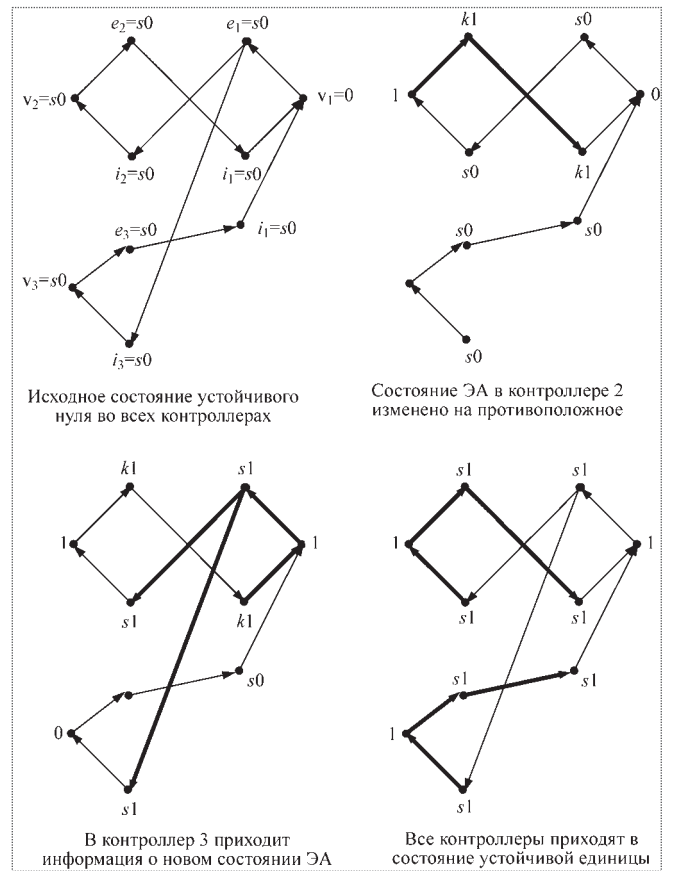


Рис. 9. Последовательность операций обмена данными между тремя контроллерами

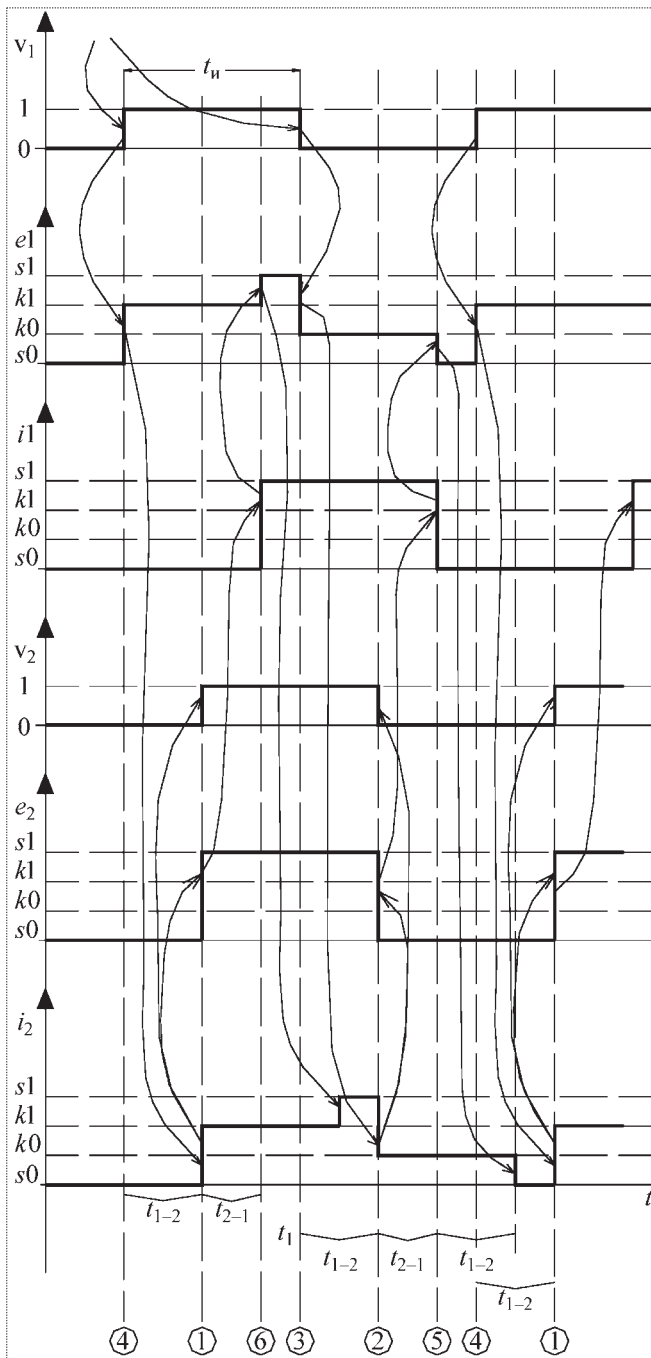


Рис. 10. Временная диаграмма передачи данных от k1 к k2 ($t_n > t_{1-2} + t_{2-1}$; $t = t_{1-2} + t_{2-1}/2$)

состояние зависит от состояния реального ЭА. Если реальный ЭА независимо от принадлежности какому-либо контроллеру до сброса был равен нулю, то он сам и его дубликаты (в том числе и в сброшенном контроллере) останутся в состоянии устойчивого нуля. Если реальный ЭА принадлежит другому контроллеру

и равен 1, то его дубликат в сброшенном контроллере приводится в соответствие с реальным ЭА в результате последовательности операций, показанных на рис. 12. Если реальный ЭА, принадлежащий сброшенному контроллеру, был равен 1, то его дубликаты в других контроллерах приводятся в соответствие с реальным ЭА в результате аналогичной последовательности операций.

Трансляция программ с межконтроллерными связями. Для создания программных связей, обеспечивающих обмен и синхронизацию состояния ЭА в нескольких контроллерах, необходима определенная процедура трансляции проектов программ контроллеров.

В общем случае для трансляции проекта системы, состоящего из нескольких проектов программ, достаточно двукратной трансляции каждого проекта: первый раз без файлов импорта, второй раз с файлами импорта, созданными в ходе первой трансляции.

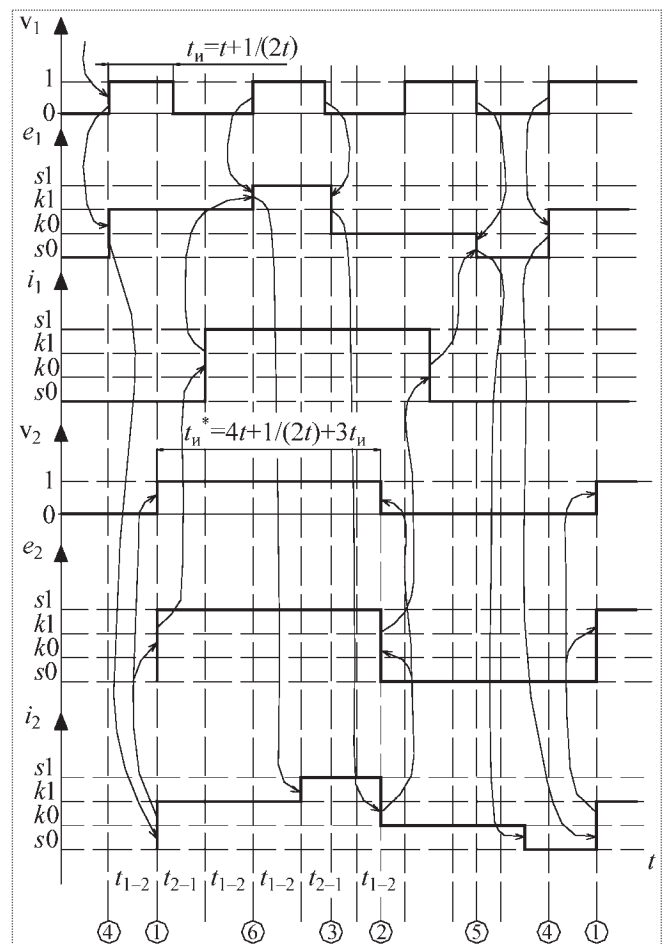


Рис. 11. Временная диаграмма передачи данных от k1 к k2 ($t_n < t_{1-2} + t_{2-1}$; $t = t_{1-2} + t_{2-1}/2$)

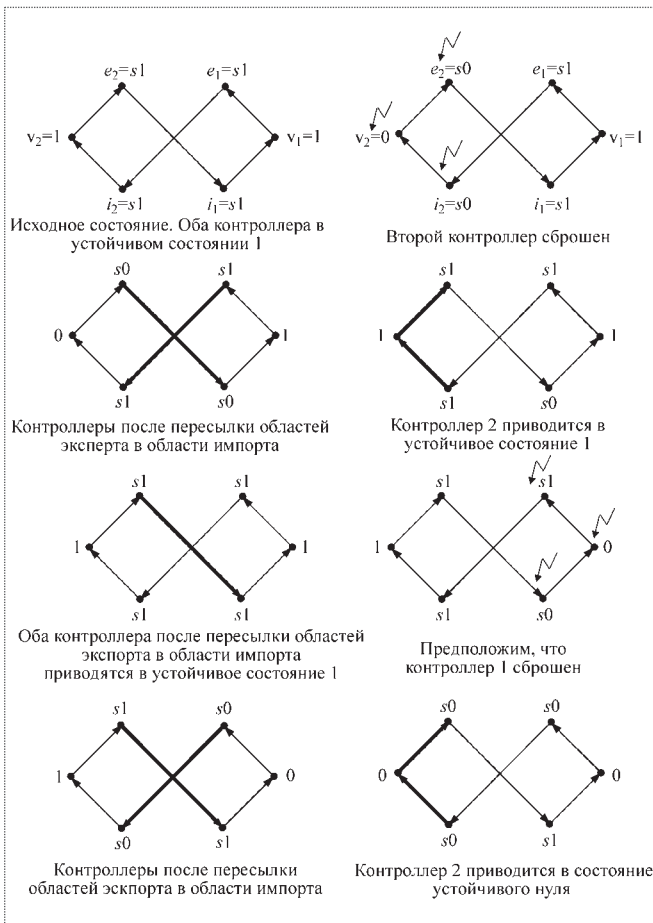


Рис. 12. Последовательность операций при обработке нештатной ситуации

ний" в области внешних переменных резервируется бит (по адресу $\text{адр}^*.\text{бит}^*$) для дубликата ЭА, а в области экспорта резервируются два бита (по адресу $\text{адр}1.\text{бит}1$) для передачи команд второму контроллеру;

2) по окончании трансляции создается файл импорта, в который записывается оператор "внешний ЭА: @адр1.бит1", где ЭА – имя внешнего элемента автоматики, а числа адр1 и бит1 представляют собой адрес порта в области экспорта относительно ее начала;

3) созданный в результате трансляции первого проекта файл импорта должен быть включен в проект второго контроллера. В ходе трансляции второго проекта при обработке оператора "внешний" в области экспорта резервируются два бита (по адресу $\text{адр}2.\text{бит}2$) для передачи команд первому контроллеру. Поскольку реальный ЭА принадлежит второму контроллеру, то в момент обработки оператора "внешний" уже известны все три составляющие, необходимые для построения протокола обмена: адрес ЭА ($\text{адр}.\text{бит}$), адрес порта экспорта ($\text{адр}2.\text{бит}2$), адрес порта импорта ($\text{адр}1.\text{бит}1$). Эти данные используются служебной программой $P_2(\text{ЭА}, e_2, i_2)$, реализующей протокол;

Для понимания механизма организации межконтроллерных связей ограничимся системой из двух контроллеров.

Пусть общий элемент автоматики принадлежит второму контроллеру. Кроме того, предполагается, что для доступа к ЭА из первого контроллера он объявлен внешним в проекте программы первого контроллера.

На рис. 13 показана схема, иллюстрирующая последовательность действий, приводящих к необходимому результату:

1) в ходе трансляции первого проекта при обработке оператора "внеш-

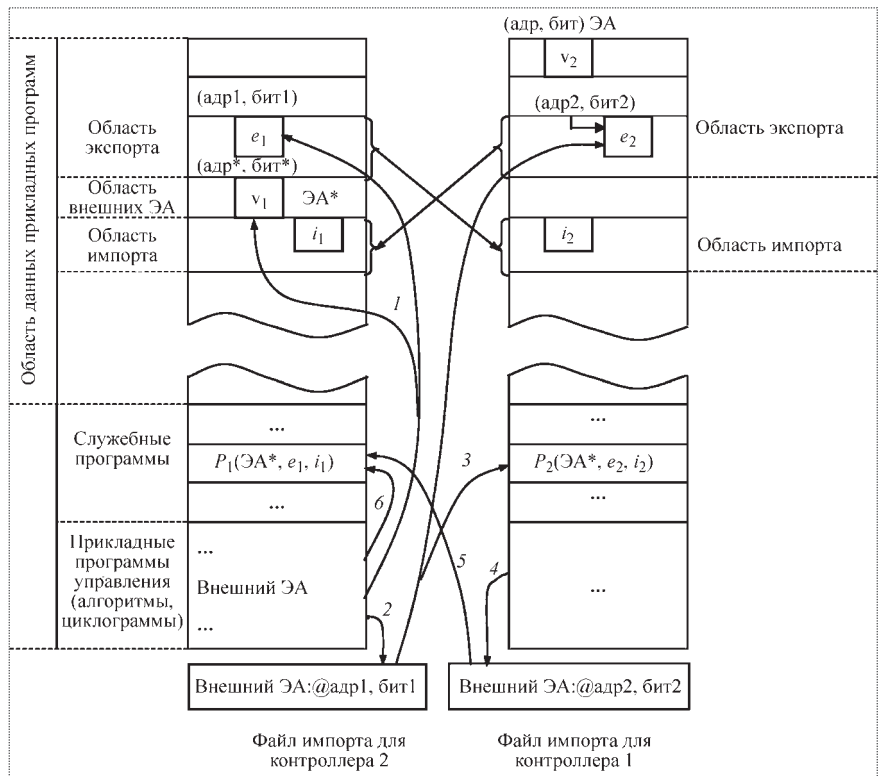


Рис. 13. Последовательность операций 1...6, с помощью которых в ходе трансляции проектов программ создаются программные связи, обеспечивающие обмен и синхронизацию ЭА в двух контроллерах

4) по окончании трансляции второго проекта создается файл импорта, в который записывается оператор "внешний ЭА: @адр2.бит2", где ЭА – имя элемента автоматики, а числа адр2 и бит2 представляют собой адрес порта в области экспорта, относительно ее начала;

5) созданный в результате трансляции второго проекта файл импорта должен быть включен в проект первого контроллера. После этого проект необходимо повторно оттранслировать. В ходе трансляции при обработке последнего оператора "внешний" (один оператор – в тексте программы, другой – в файле импорта) будут известны все три составляющие, необходимые для построения протокола обмена: адрес дубликата ЭА (адр*.бит*), адрес порта экспорта (адр1.бит1), адрес порта импорта (адр2.бит2). Эти данные используются служебной программой $P_1(\text{ЭА}, e_1, i_1)$, реализующей протокол.

В общем случае для трансляции проекта системы, состоящего из нескольких проектов программ, достаточно двух трансляций каждого проекта: первый раз без файлов импорта, второй раз с файлами импорта, созданными в ходе первой трансляции.

Описанный протокол был реализован и использован при создании программного обеспечения

стендовых ИУС. Он показал свою эффективность и надежность при проведении испытаний изделий РКТ.

Библиографический список

1. Лисейкин В.А., Милютин В.В., Потапов И.А., Фролов С.В. Автоматизация испытаний изделий ракетно-космической техники // Вестник метрологии. 2005. № 2.
2. Лисейкин В.А., Милютин В.В., Зиновьев В.В., Калита А.В. Использование КТС "СИКОН" для управления технологическими процессами при стендовых испытаниях энергетических установок // Приборы. 2006. № 3.
3. Лисейкин В.А., Милютин В.В. Системные исследования вариантов построения автоматизированного комплекса управления подготовкой и заправкой (АКУПЗ) стартовых позиций, автоматизированных систем управления технологических процессов (АСУТП) хранилищ ракетных топлив и производств криогенных продуктов космодрома "Восточный". Разработка состава и структуры аппаратных и программных средств и принципиальных технических решений построения АКУПЗ и АСУТП // Науч.-техн. отчет ФКП "НИЦ РКП". № 110.046–08. Госрегистрация № Ф40550. г. Пересвет, 2008.



Информационно-управляющая система для стендовых испытаний РН "Ангара"

Лисейкин Вадим Александрович – начальник отдела НИЦ РКП, кандидат техн. наук; **Милютин Валерий Вячеславович** – заместитель начальника комплекса НИЦ РКП, кандидат техн. наук; **Тожокин Игорь Александрович** – заместитель начальника отдела НИЦ РКП; **Зайчик Юрий Александрович** – заместитель начальника отдела НИЦ РКП; **Бизяев Ростислав Владимирович** – начальник отделения КБ "Салют" ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, профессор, доктор техн. наук; **Абросимов Юрий Вячеславович** – начальник отдела КБ "Салют" ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

В статье описан комплекс информационно-управляющих систем для решения задач автоматизации стендовых испытаний новой российской ракеты-носителя "Ангара" в НИЦ РКП. Приведена структура, характеристики и краткое описание работы систем различного назначения в привязке к процессу подготовки и проведения испытаний.

V.A. Liseykin, V.V. Miliutin, I.A. Tozhokin, Yu.A. Zaichick, R.V. Bizyaiev, Yu.V. Abrosimov. Control-Information Systems For Bench Trials Of LV "Angara"

The paper describes complex of control-information systems applied for automatization of test facilities of the new Russian LV "Angara" in FKP "NITs RKP". The paper gives structure, characteristics and brief description control-information systems in connection with tests preparation and carrying out.

В 2009 г. на испытательной станции ИС-102 НИЦ РКП началась отработка универсального ракетного модуля (УРМ-1), являющегося первой и второй ступенями РН "Ангара", по программе «холодных» и огневых испытаний. В 2010 г. аналогичные работы предстоят с третьей ступенью. Испытаниям предшествовал длительный этап создания и подготовки стендовых технологических, информационно-управляющих и измерительных систем. В их числе:

- комплекс информационно-управляющих систем (ИУС) (разработка НИЦ РКП);
- система аварийной защиты (САЗ) двигателя РД-191 (разработка НПО Энергомаш и фирмы РТ Софт);
- система аварийной защиты двигателя РД-124 (разработка НИЦ РКП и КБХА);
- система измерения (СИ) (разработка НИЦ РКП и фирмы "Информтест").

Данная статья посвящена одному из важнейших компонентов автоматизации – комплексу информационно-управляющих систем, созданных НИЦ РКП для обеспечения стендовых испытаний РН "Ангара".

Задачи, решаемые ИУС при стендовых испытаниях ступеней РН "Ангара", можно разделить на три группы:

1) обеспечение термостатирования отсеков изделия и его заправки компонентами топлива, рабочими газами в соответствии с физическими параметрами, заданными документацией главного конструктора;

2) обеспечение и контроль режимов работы ракетной ступени по циклограмме, имитирующей предстартовые технологические процессы и полет ракеты;

3) обеспечение специалистов, проводящих испытания, средствами визуального контроля параметров стенда и изделия для принятия решений по ходу испытаний.

Первую группу задач решает комплекс стендовых систем управления, контроля и регулирования ИУС-С, включающий в себя систему управления нештатными элементами (СУНЭ), систему управления заправкой (СУЗ), подсистему автономного регулирования и контроля (ПАРК), систему контроля опасных накоплений (СКОН). Основным назначением стендовых систем управления является:

- дискретное управление исполнительными элементами стенда;
- автоматическое поддержание заданных давлений (системы СУНЭ, СУЗ);
- автоматическое регулирование и контроль параметров (давлений, расходов, температур) стендовых технологических систем и отсеков изделия (ПАРК);
- логическое управление технологическими процессами в соответствии с заданной циклограммой (системы СУНЭ, СУЗ, ПАРК);
- контроль опасных накоплений газов (кислород, керосин, азот) в отсеках стенда и непосредственно у изделия (система СКОН).

Вторую группу задач решает комплекс систем управления и контроля изделия, включающий в себя систему контроля заправки (СКЗ), информационно-управляющую систему изделия (ИУС-И), информационно-управляющую систему электрогидравлических сервоприводов (ИУС-ЭГС), систему аварийной защиты (САЗ). Из названий перечисленных систем становится понятен широкий спектр выполняемых ими функций:

- контроль уровней компонентов топлива в баках при заправке изделия;
- контроль давлений в шаробаллонах при их зарядке и подготовке к пуску;
- контроль и поддержание давления в баках начиная с предпусковых операций и заканчивая остановом двигателя;
- контроль параметров двигателя перед запуском;
- управление запуском, работой по циклограмме полета и остановом двигателя;
- контроль и управление расходом компонентов топлива с учетом обеспечения равномерного опорожнения баков и поддержание заданного соотношения компонентов в камере сгорания двигателя;
- управление комплектами блоков сопел крена;
- управление отклонением камеры (камер) двигателя и аэродинамических рулей на заданные углы с заданной частотой колебаний по каналам тангажа и рыскания;
- контроль критических параметров двигателя с момента его запуска и до останова с возможностью автоматического выключения в случае выхода одного или группы параметров из допусковых значений.

При всем разнообразии решаемых задач эти системы имеют одну общую особенность — все они непосредственно связаны с элементами автоматики ракетной ступени, образуя функционально ориентированные автономные или взаимосвязанные между собой комплексы бортовых и наземных средств, предназначенные для отработки бортовых систем в условиях имитирующих полетные.

Третью группу задач решает система контроля, диагностики и отображения параметров (СКДО), представляющая собой комплекс программно-аппаратных средств, объединяющий информационные потоки ИУС-С, ИУС-И и системы измерения и обеспечивающий обработку по заданным алгоритмам и визуальное отображение информации о состоянии стенда и изделия в удобной для принятия решений форме (мнемосхемы, таблицы, графики и т.п.).

Стендовые системы управления ИУС-С (СУНЭ, СУЗ, ПАРК, СКОН) с помощью элементов автоматики (электропневмоклапанов, регуляторов, датчиков) технологических систем заправки горючего, окислителя и систем обеспечения сжатыми газами осуществляют подачу на борт компонентов топлива и рабочих газов с заданной температурой, расходом, давлением. На протяжении всего испытания при помощи электрических нагревателей и теплообменников в отсеках изделия поддерживается определенный температурный фон, необходимый для элементов конструкции и нормального функционирования бортовой аппаратуры, а также контролируется объемное содержание паров компонентов топлива для исключения возникновения взрывоопасных смесей с воздухом.

Системы обеспечивают:

- до 500 каналов дискретного управления исполнительными элементами стенда и изделия;
- до 60 контуров регулирования стендовых параметров (давления и расходы);
- измерение концентраций газов в отсеках стенда и у изделия по 60 каналам;
- обработку и оперативное отображение на экранах мониторов в реальном времени значений любых параметров в форме графиков, таблиц и мнемосхем.

Стендовые системы управления имеют трехуровневую организацию (рис. 1).

Два нижних уровня составляют контроллеры и оборудование связи с объектом. На верхнем уровне находятся сервер баз данных персональных ЭВМ (ПЭВМ) пультов оператора, ПЭВМ пультов диспетчера данных, ПЭВМ визуального отображения для технологов и ведущих инженеров.

Интегрирующим элементом систем управления является сервер, на котором размещаются базы данных элементов автоматики, а также файлы и базы данных измерений аналоговых параметров и регистрации срабатываний дискретных элементов.

Пульты оператора используются для "ручного" включения/выключения элементов автоматики и алгоритмов управления. Для пультов оператора систем СУНЭ и СУЗ принята табличная форма представления элементов автоматики. Изменение состояния элемента отображается цветом. Для системы ПАРК пульты оператора представлены в форме мнемосхемы. Управление осуществляется с клавиатуры или с помощью "мыши".

Пульт диспетчера данных обеспечивает опрос контроллеров и передачу данных из контроллеров в сервер

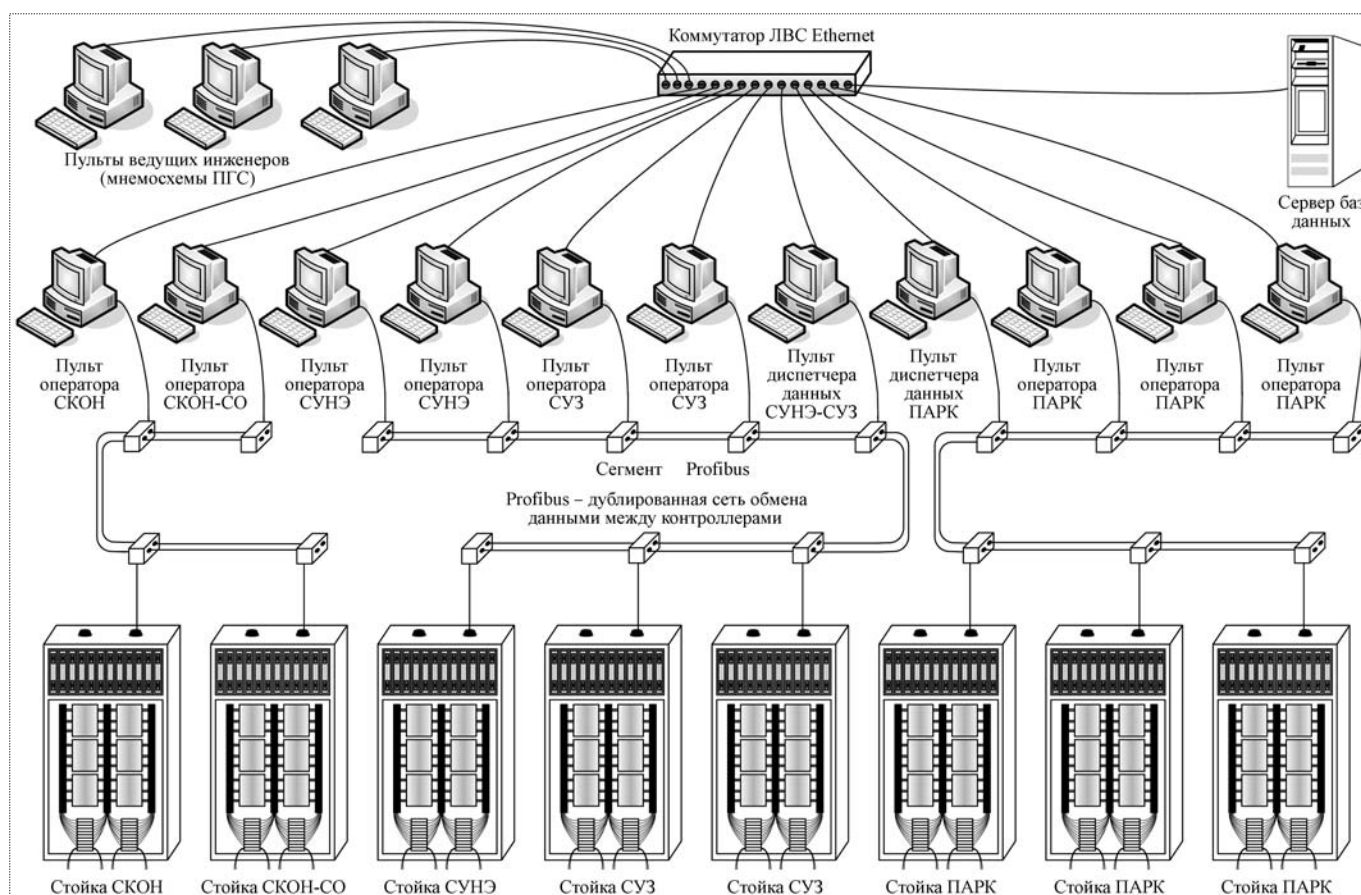


Рис. 1. Архитектура ИУС-С на базе контроллеров СИКОН 167

баз данных, ПЭВМ пультов операторов и ведущих инженеров-испытателей через локальную вычислительную сеть Ethernet.

Нижний уровень систем управления построен на базе программируемых контроллеров СИКОН, объединенных промышленной сетью PROFIBUS. Базовым элементом контроллера СИКОН является 16-разрядный микроконтроллер SAB - C167 фирмы Сименс. Контроллер имеет оперативную память 1Мб (с возможностью расширения до 13 Мб), флеш-память до 1 Мб, а также интерфейсы RS-232/RS-485, частотного ввода\вывода (32 канала), аналогового ввода 0...5 В (16 каналов) и дискретного ввода\вывода (до 2048 каналов).

Системы СУНЭ и СУЗ имеют следующую структуру:

- контроллер управления, выполненный по трехканальной синхронизированной схеме с мажоритированием, предполагающий автоматический переход на работу от одного модуля контроллера в случае выхода из строя какого-либо из трех модулей;

- одноканальный контроллер регистрации;
- мажоритированные выходные блоки;
- блоки ввода дискретных и аналоговых сигналов (входных троированных дискретных сигналов – 62, входных одноканальных дискретных сигналов – 64; 16 каналов ввода сигналов потенциметрических датчиков, 12 каналов ввода сигналов датчиков температуры).

Система ПАРК выполнена по дублированной схеме со следующей структурой:

- контроллер регулирования заправки и слива компонентов топлива;
- контроллер регулирования термостатирования изделия;
- блоки входов и выходов дискретных сигналов (93 входных дискретных сигнала; 96 выходных каналов с коммутируемым напряжением не более 50 В, током не более 4 А; 144 выхода с коммутируемым напряжением 24...32 В и током не более 1 А; 12 дискретных реверсив-

ных выходов управления двигателями постоянного тока);

- измерительные преобразователи (16 каналов потенциометрических датчиков; 30 каналов датчиков температуры, 8 каналов токовых (0...5 мА), 18 частотных сигналов от датчиков расхода турбинного типа);
- преобразователи выходных одноканальных аналоговых сигналов – 12 каналов (0...5 мА).

Для ввода дискретных сигналов в контроллеры используются блоки искрозащиты, предназначенные для приема сигналов электроконтактных датчиков типа "сухой контакт" по искробезопасным цепям.

Ввод информации в контроллеры от датчиков давления, температуры и расходов производится через искрозащищенные аналого-частотные преобразователи.

Во всех контроллерах систем управления осуществляется регистрация изменений состояния всех дискретных элементов автоматики и аналоговых параметров в кольцевом буфере оперативной памяти контроллера. Эти данные считываются для записи в базу данных и оперативного отображения в виде таблиц и мнемосхем на экранах пультов операторов и технологов.

Система СКОН подразделяется на две подсистемы – подсистему контроля дозврывоопасных концентраций керосина и объемного содержания кислорода в воздухе помещений стенда и подсистему контроля опасных накоплений отсеков изделия. Подсистемы выполнены по нерезервированной схеме и имеют следующие характеристики.

Первая подсистема:

- 32 входа 0...5 мА, 8 входов 0...20 мА;
- 16 входов 0...1 В;
- 64 дискретных входа типа "сухой контакт";
- предел основной погрешности измерения – $\pm 0,3\%$;
- напряжение питания постоянного тока – 24 В, ток потребления – не более 2 А.

Вторая подсистема:

- 5 входов 0...5 мА;
- 5 входов 0...1 В;
- 4 дискретных входа типа "сухой контакт";
- предел основной погрешности измерения – $\pm 0,2\%$;
- напряжение питания постоянного тока – 24 В, ток потребления – не более 1,5 А.

Системы управления и контроля изделия имеют трехуровневую организацию (рис. 2). Два нижних уровня составляют контроллеры и оборудование связи с объектом. На верхнем уровне находятся рабочие

станции операторов, ведущих инженеров и специалистов, серверы баз данных.

Центральным вычислительным и управляющим устройством ИУС изделия является разработанный в 2004 г. контроллер СИКОН-ТС1775. Этот программируемый контроллер управления выполнен на микроконтроллере TriCore SAC TC-1775В фирмы Infineon, имеющем 32-разрядное RISC-ядро, сигнальный процессор и процессор ввода/вывода. Модуль обеспечивает широкие возможности ввода/вывода аналоговых (32), дискретных (до 2048) и частотных (64) сигналов, выход на промышленные сетевые интерфейсы – дублированные Ethernet и CANbus.

Контроллерный блок, измерительные преобразователи и устройства связи с объектом размещаются в шкафах типа Rittal. В их числе одноканальные и многоканальные преобразователи сигналов потенциометрических датчиков, термометров сопротивлений, термопар, датчиков напряжения, датчиков постоянного тока, датчиков расходов и чисел оборотов.

Многоканальные модули дискретного ввода обеспечивают ввод сигналов сигнализаторов и контактных датчиков, а модули вывода – непосредственное управление ЭПК, пиросредствами, электроприводами шаговыми и постоянного тока, электрогидравлическими сервоприводами.

Внешний вид ИУС-И изделия приведен на рис. 3 и 4.

Рассмотрим более подробно назначение и работу систем управления и контроля изделия на примере функциональной схемы, приведенной на рис. 5.

Система контроля заправки предназначена для контроля уровней компонентов топлива в баках при заправке изделия. Бортовая часть СКЗ разработки ГОСНИИП (г. Москва) включает в себя индуктивные датчики уровня баков окислителя и горючего, подключенные к штатному бортовому прибору (БП) СКЗ. Прибор выполнен по трехканальной схеме и предназначен для преобразования аналоговых сигналов с датчиков в цифровую информацию о номере уровней, передаваемую в наземную аппаратуру по трехканальному последовательному интерфейсу ARINC-429. По интерфейсу передается также диагностическая информация о состоянии прибора. Наземная аппаратура СКЗ, выполненная по дублированной схеме на базе стандартных ПЭВМ, преобразует принятую информацию и отображает в удобном для оператора виде на экранах мониторов, обеспечивая также электропитание БП, управление режимами работы (тест/измерение) и регистрацию сигналов БП на магнитные носители.

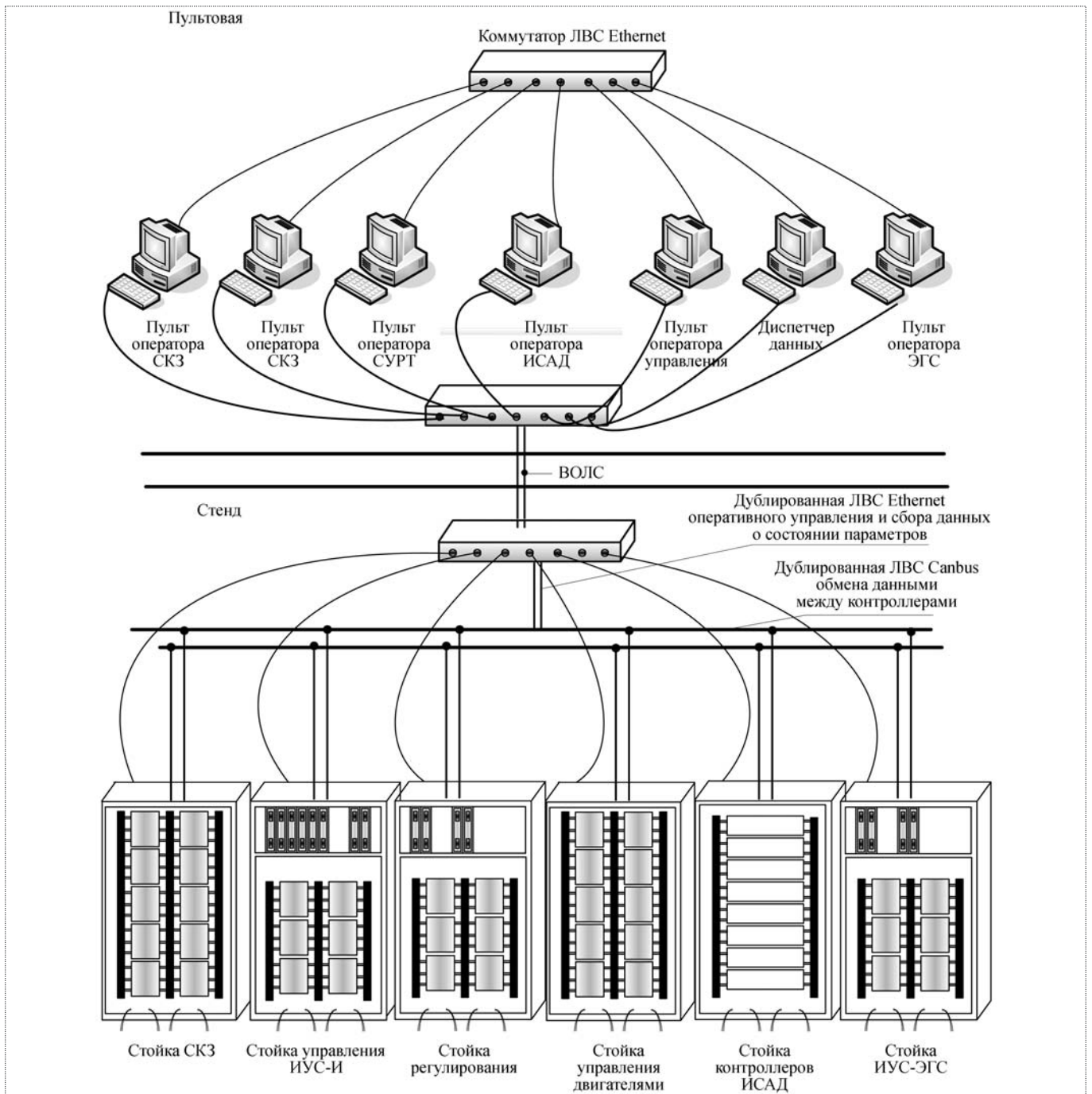


Рис. 2. ИУС на базе контроллеров СИКОН-ТС1775

Информационно-управляющая система изделия, выполненная по трехканальной схеме, предназначена для решения сразу нескольких разноплановых задач. Это контроль давлений в шаробаллонах при их зарядке и подготовке к пуску; контроль и поддержание давления в баках, начиная с предпусковых операций и заканчивая остановом двигателя; контроль параметров

двигателя перед запуском; управление запуском, работой по циклограмме полета и остановом двигателя; контроль и управление расходом компонентов топлива с учетом обеспечения равномерного опорожнения баков и поддержания заданного соотношения компонентов в камере сгорания двигателя; управление комплектами сопел крена.

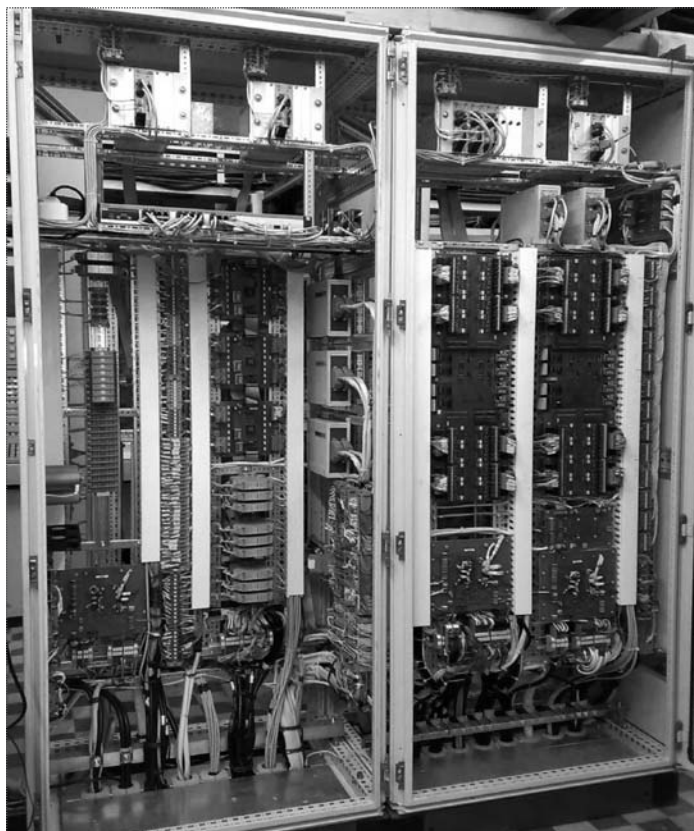


Рис. 3. Стойка регулирования и стойка управления ИУС-И. Вид спереди

При этом система обеспечивает электропитание и интерфейсный информационный обмен с двумя штатными бортовыми приборами, управление более чем 130 ЭПК двигательной установки и наземных электропневматических щитов, шаговыми двигателями регуляторов, пироклапанами, принимает сигналы с десятков сигнализаторов давления, датчиков давления, температуры и др.

При создании РН "Ангара" для измерения давлений в шаробаллонах и баках изделия была разработана измерительная система абсолютного давления (ИСАД). Эта система разработки НИИФИ (г. Пенза) представляет собой комплект высокоточных функциональных датчиков, подключенных к бортовому преобразователю, выполненному по трехканальной схеме. Сигналы датчиков, преобразованные в последовательный цифровой код, передаются в ИУС-И (в штатном варианте – в БЦВМ). Отдельные каналы по каждой из пяти точек измерения заведены в систему телеметрических измерений. Для поддержания давлений в баках изделия при стендовых испытаниях в ИУС-И реализованы штатные алгоритмы разработки ИПУ РАН и ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, настроенные с помощью специальных коэффициентов на условия испытаний. Алгоритмы содержат многоуровневые ди-

агностические блоки для распознавания недостоверных измерений и отказов ЭПК наддува или дренажных клапанов и действия по парированию нештатных ситуаций.

Для обеспечения нормального запуска двигателя в ИУС-И реализованы алгоритмы контроля предпусковой готовности, аналогичные тем, которые будут использоваться в стартовых системах управления подготовкой пуска. Контроль параметров двигателя выполняется в автоматическом режиме с возможностью прекращения подготовки в случае выхода контролируемых параметров за допустимые диапазоны. Контроль по некоторым параметрам осуществляется и при запуске двигателя.

Управление запуском и работой двигателя происходит по заданной временной программе управления – циклограмме, запрограммированной в ИУС-И. При этом выполняется контроль и управление расходом компонентов топлива с учетом обеспечения равномерного опорожнения баков и поддержания заданного соотношения компонентов в камере сгорания двигателя по алгоритмам разработки ИПУ РАН. Для этого предназначена еще одна бортовая система – сис-

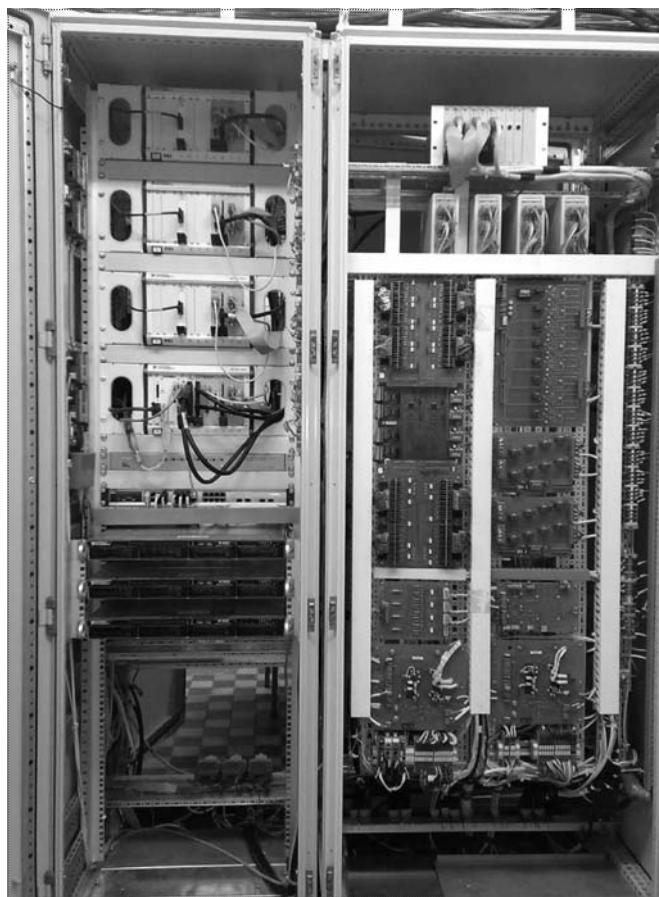


Рис. 4. Стойки программно-вычислительного устройства ИСАД (слева) и управления двигателем (справа)

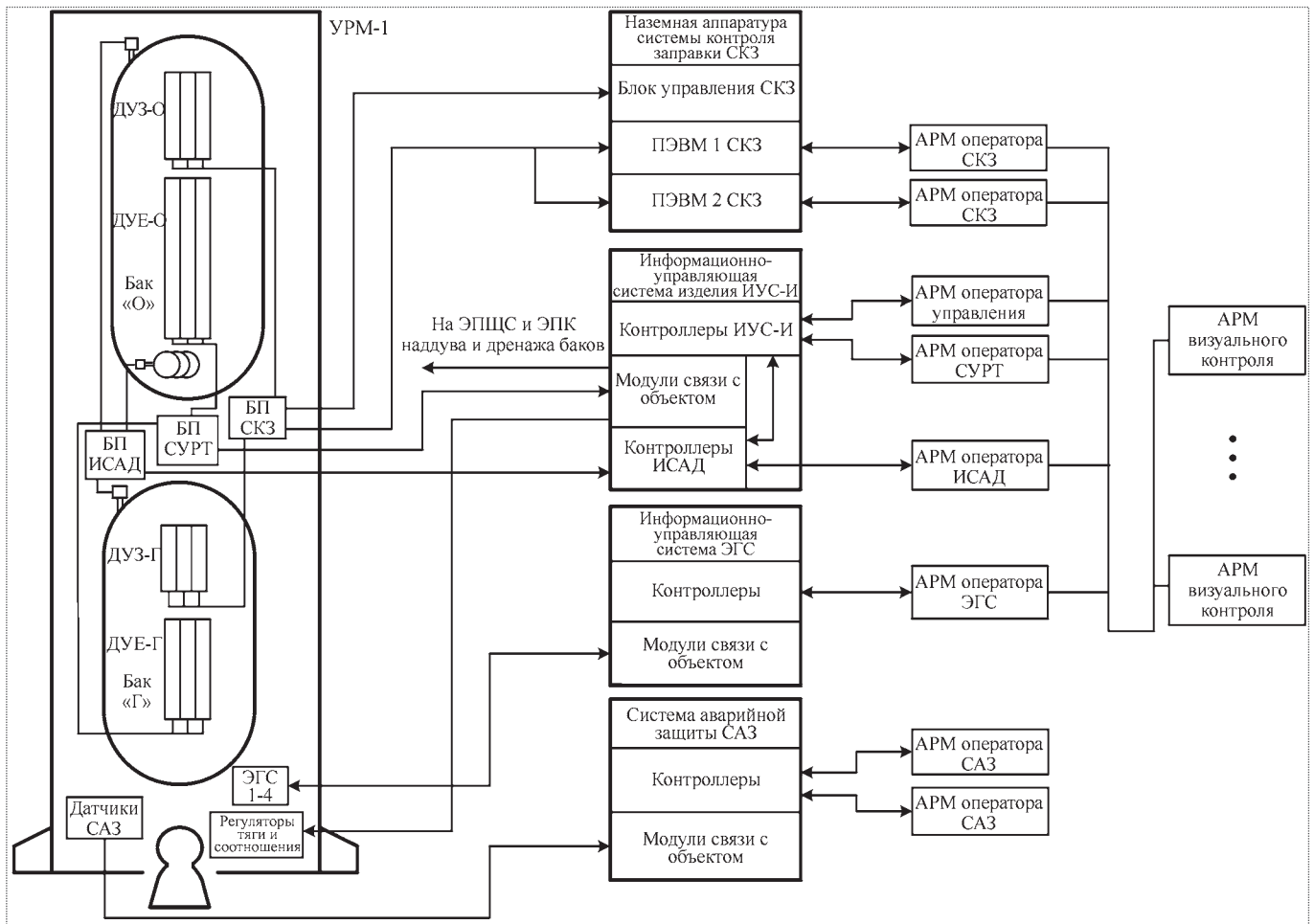


Рис. 5. Функциональная схема работы систем контроля и управления изделием

тема управления расходом топлива (СУРТ). Система разработки ГОСНИИП представляет собой комплект емкостных датчиков уровня, подключенных к штатному бортовому преобразователю, выполненному по трехканальной схеме. Сигналы датчиков, преобразованные в дискретные логические сигналы, передаются в ИУС-И (в штатном варианте – в БЦВМ) и являются входной информацией для алгоритма СУРТ. В результате работы алгоритма вычисляется текущее отклонение от заданного соотношения компонентов топлива в камере сгорания двигателя. Для компенсации рассогласования алгоритм регулирования двигателя разработки НПО Энергомаш вырабатывает управляющие воздействия на шаговые двигатели электрогидравлических приводов регуляторов соотношения и тяги. С помощью управления регулятором тяги ИУС-И также обеспечивает заданный профиль тяги двигателя, соответствующий полетному.

Информационно-управляющая система электрогидравлических сервоприводов, выполненная по одноканальной схеме и представляющая собой, как и

ИУС-И, иерархическую структуру, предназначена для управления отклонения камеры (камер) двигателя и аэродинамических рулей на заданные углы с заданной частотой колебаний по каналам тангажа и рыскания. По информации, зарегистрированной ИУС-ЭГС, после испытания строятся амплитудно-фазовые частотные характеристики системы ЭГС изделия.

Система аварийной защиты предназначена для контроля критических параметров двигателя с момента его запуска и до останова с возможностью автоматического выключения в случае выхода одного или группы параметров из допусковых значений. Алгоритмы контроля создаются разработчиком двигателя на этапе его проектирования и настраиваются для каждого экземпляра двигателя. Аппаратная реализация САЗ выполняется с учетом требований по объему измеряемых параметров и быстродействию системы в целом. Для испытаний УРМ-1 используется САЗ разработки НПО Энергомаш, выполненный по дублированной схеме. Контроль работы двигателя выполняется по 20 параметрам с учетом их изменений на переходных режимах. Для испы-

таний третьей ступени специалистами НИЦ РКП в тесном сотрудничестве со специалистами КБХА (разработчиками двигателя) создана трехканальная САЗ, предназначенная для контроля 33 параметров двигателя по достижении предельных (пороговых) значений как непосредственно контролируруемыми параметрами, так и приращениями этих параметров относительно заданных или измеренных значений. Основными требованиями к работе САЗ являются достоверность распоз-

навания аварийной ситуации и быстродействие. Современные программно-аппаратные средства позволяют получить время реакции системы на уровне 20...40 мс при большой сложности и многоступенчатости алгоритмов контроля.

Система контроля, диагностики и отображения (СКДО) – одна из важных подсистем, обеспечившая успешное проведение испытаний ступеней РН "Ангара". Задача визуализации состоит в оперативном

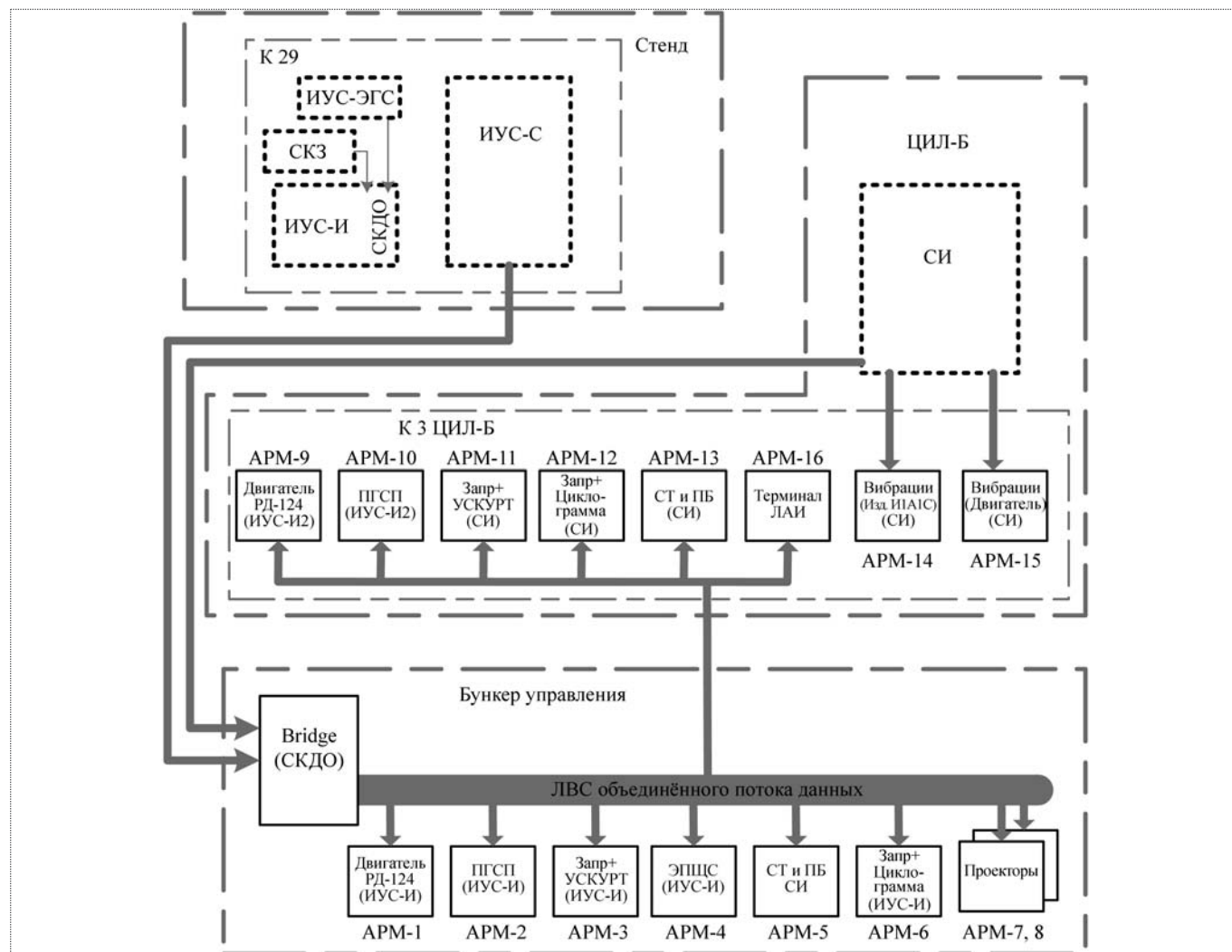


Рис. 6. Система контроля, диагностики и отображения:

АРМ-1, АРМ-9 – АРМ отображения состояния двигателя;

АРМ-2, АРМ-10 – АРМ отображения состояния ПГСР;

АРМ-3, АРМ-11 – АРМ отображения заправки и параметров СУРТ;

АРМ-4 – АРМ отображения состояния ПЩС, ЭПЩС;

АРМ-5, АРМ-13 – АРМ отображения теплового состояния и параметров системы термостатирования и пожарной безопасности;

АРМ-6, АРМ-12 – АРМ отображения алгоритмов, циклограммы и процесса заправки;

АРМ-7, АРМ-8 – АРМ репортажного сопровождения испытаний (проекторы);

АРМ-14 – АРМ отображения параметров динамического нагружения изделия ИА1С;

АРМ-15 – АРМ отображения динамических параметров двигателя;

АРМ-16 – АРМ оператора лаборатории анализа испытаний НИЦ РКП

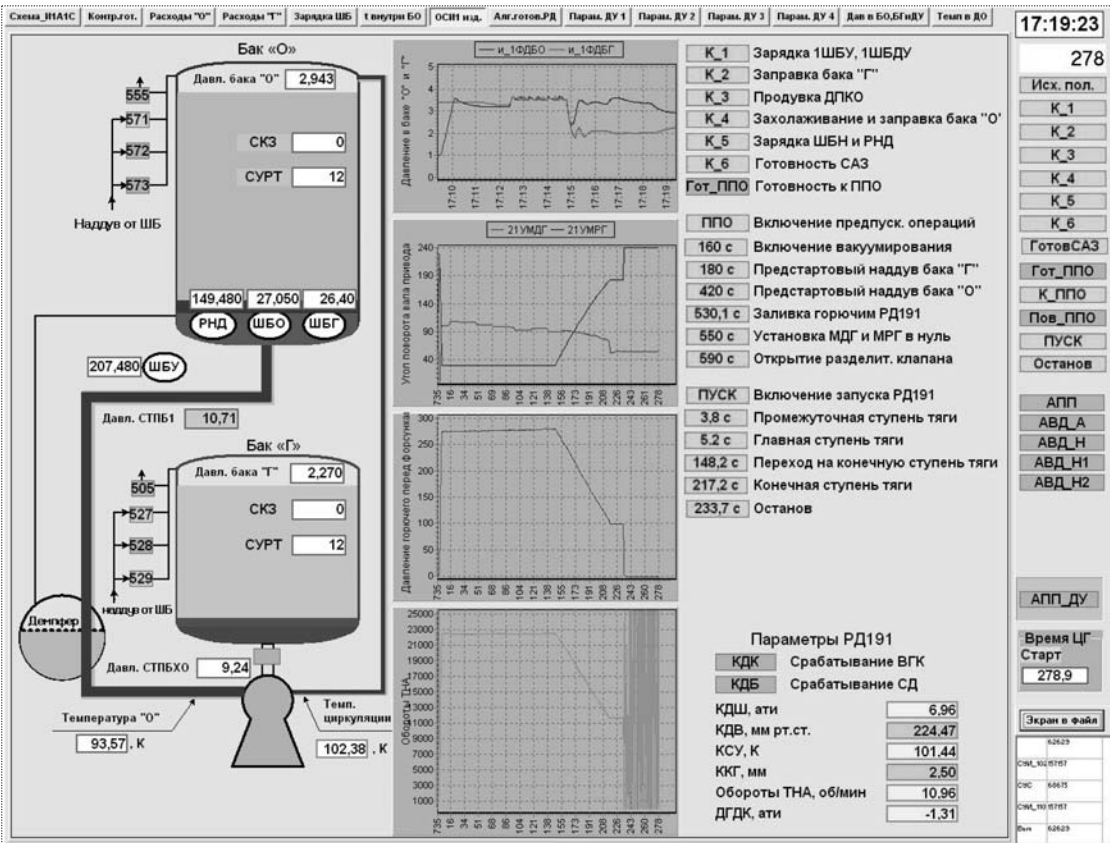


Рис. 7. Мнемосхема ОСИ1 изделия

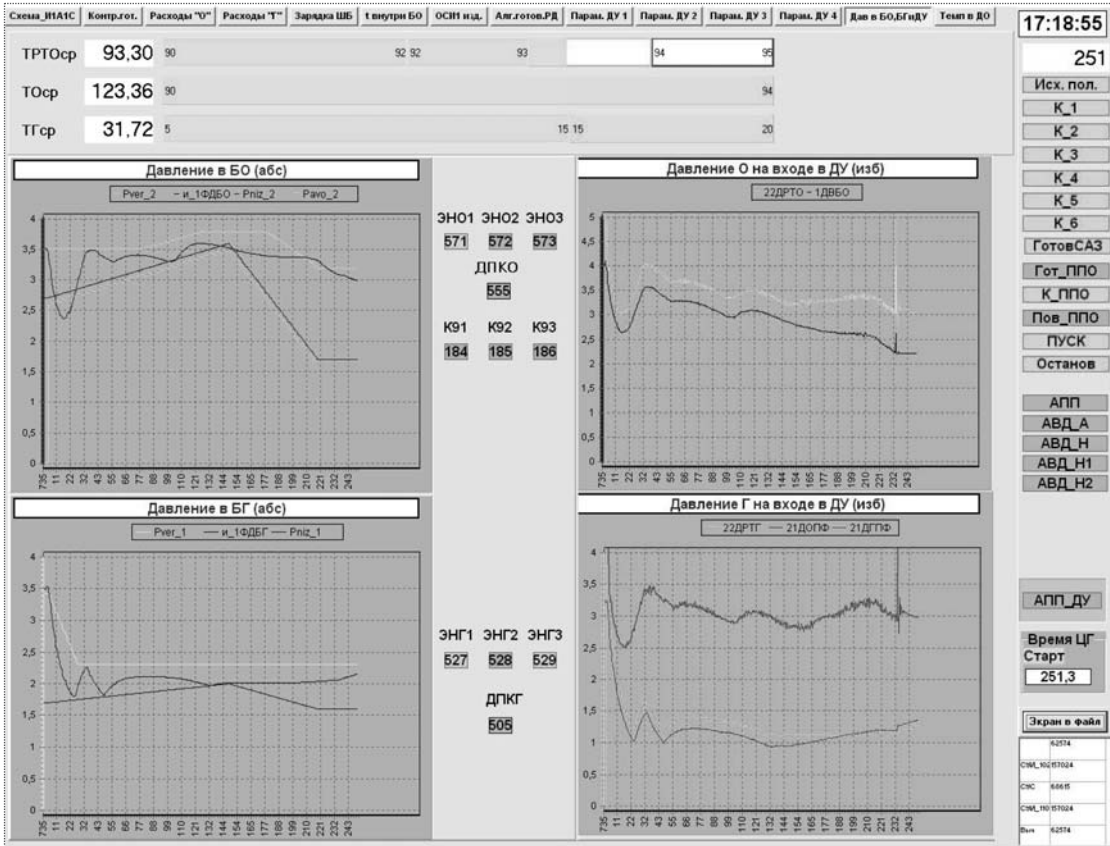


Рис. 8. Давление в баке окислителя, баке горючего и ДУ

наглядном представлении информации о состоянии изделия, его подсистем посредством анализа показаний параметров стендовых и бортовых СИ и СУ. Созданные специалистами НИЦ РКП совместно с заказчиками из Космического центра им. М.В. Хруничева технические средства и программное обеспечение позволяют формировать объединенный поток данных, регистрируемых датчиками СИ, и данных, передаваемых в СКДО системами управления (рис. 6). Благодаря интегрированию информационных потоков появилась возможность отображать на экранах рабочих терминалов системы мнемосхем, таблиц и графиков с текущими значениями любых параметров, а также их производных, являющихся результатом обработки текущих значений параметров и сигналов с использованием математических операций и логических алгоритмов, с учетом текущего состояния исполнительных элементов изделия и стенда и этапа испытаний. Пред-

ставление об экранных формах СКДО можно получить из рисунков 7, 8, 9.

Как видно из рисунков, рабочие терминалы СКДО имеют определенную функциональную направленность. Вместе с тем они универсальны с точки зрения эксплуатации, т.е. на любом терминале может быть организовано рабочее место любого специалиста. Состав и структура отображаемой информации задаются экранными формами в техническом задании на конкретное испытание. Специалистам предоставлена возможность получения справочной информации о любом параметре (назначение параметра, тип датчика, диапазон измерения) из базы данных. Опыт использования СКДО при испытаниях УРМ-1 показал эффективность системы и незаменимость как инструмента для оценки состояния изделия и принятия решений по дальнейшему ходу испытаний.

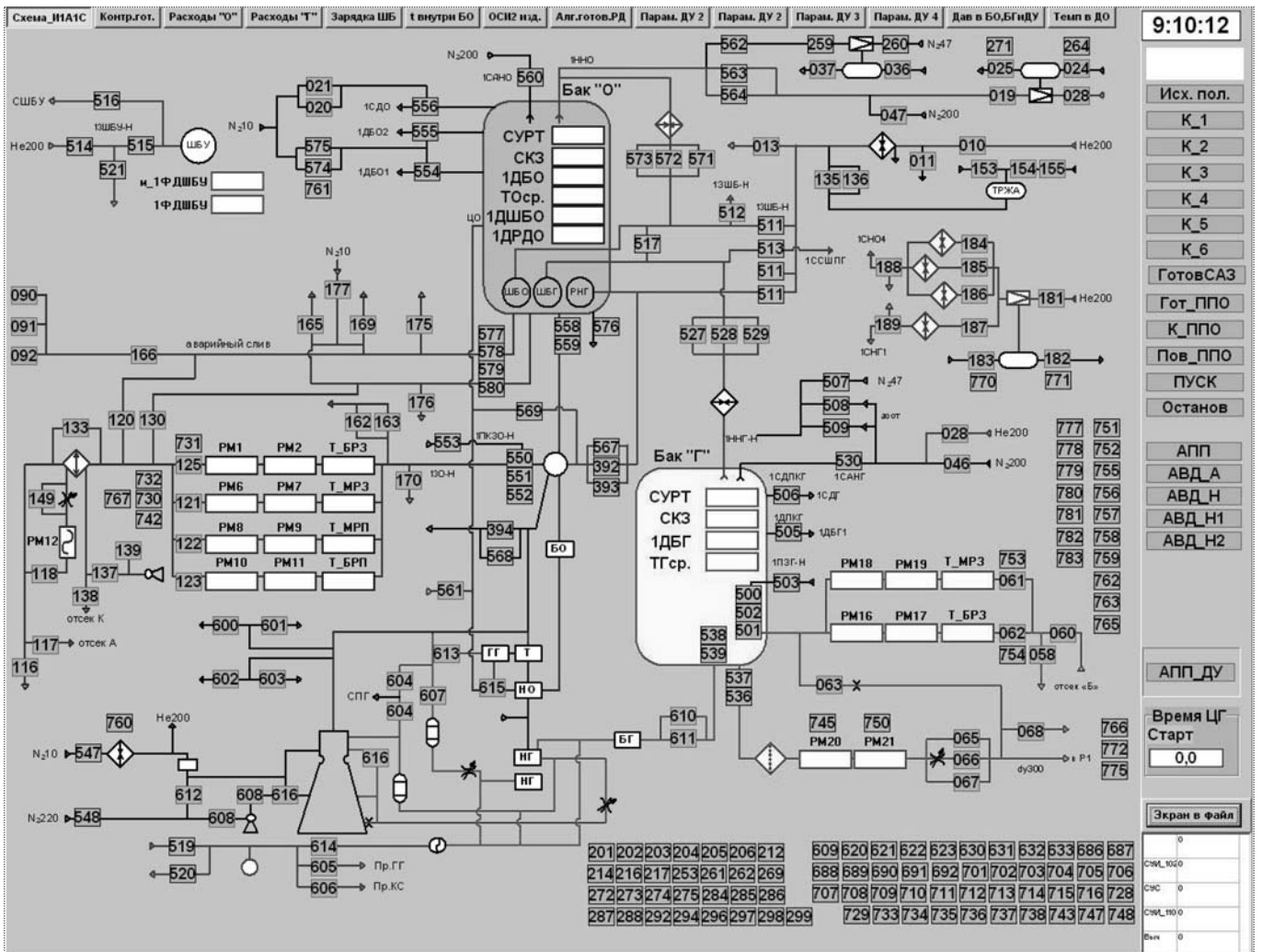


Рис. 9. Мнемосхема ИИАИС

Обеспечение единого времени в стендовых системах управления. Одна из важных задач, решенных при внедрении ИУС, заключалась в синхронизации шка-

лы времени всех контроллеров управления, входящих в состав ИУС-С и ИУС-И. На рис. 10 показана схема организации единого времени между подсистемами

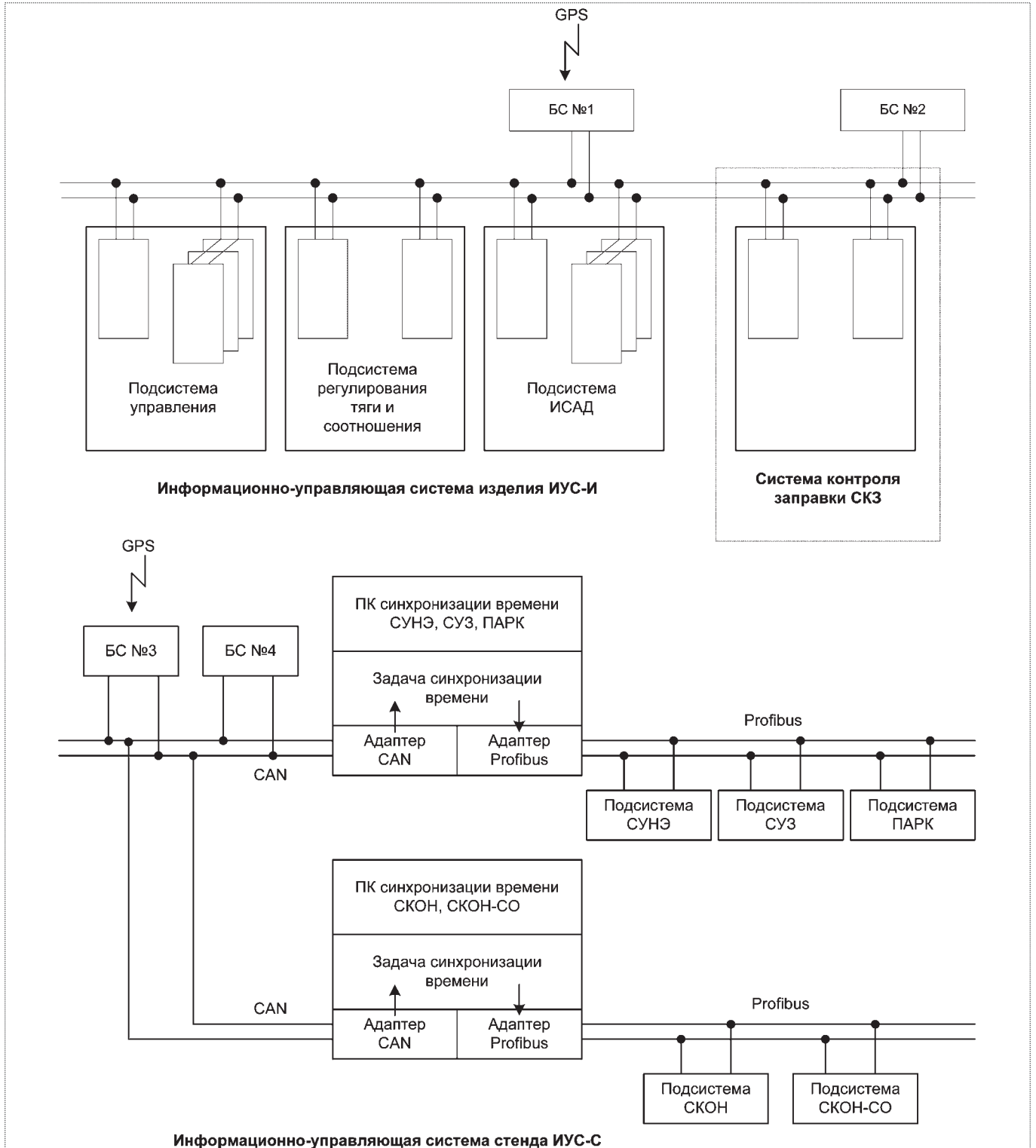


Рис. 10. Организация единого времени между ИУС-И и ИУС-С

ИУС-С и ИУС-И. Четыре блока синхронизации (БС) каждые 2 с посылают по сети CANbus метки единого времени, синхронизируя единый во всех контроллерах СИКОН 10-миллисекундный цикл от глобальной навигационной системы GPS.

Отработка стендовых систем в процессе подготовки к испытаниям. Характерной особенностью современных стендовых испытаний ракетно-космической техники является высокий уровень автоматизации технологических процессов, который обеспечивается применением большого числа алгоритмов управления и контроля, их возрастающей сложностью. Безошибочная реализация алгоритмов в информационно-управляющих системах является важным элементом успешности и безопасности испытаний. Для обеспечения проверки функционирования алгоритмов при разработке систем применяются специальные схемные решения. Например, контроллеры, предназначенные для регистрации информации, несут дополнительную нагрузку управления имитацией сигналов с датчиков объекта. Модули связи с объектом, преобразователи, блоки размножения сигналов оснащаются каналами организации имитации. При этом частотные сигналы с датчиков имитируются через размножители, кодовые и дискретные – через цифровые интерфейсы. Программное обеспечение ИУС также разрабатывается с возможностью моделирования изменяющихся во време-

ни сигналов. Таким образом, в составе ИУС формируется своеобразный имитационно-моделирующий комплекс, позволяющий решать усложняющиеся задачи управления и контроля. Примененная схема проверки позволила безошибочно реализовать как алгоритмы управления технологическими системами стенда, так и сложнейшие алгоритмы управления и контроля изделия (ИСАД, СУРТ и др.).

Заключение. Созданный на стенде ИС-102 ФКП "НИЦ РКП" комплекс информационно-управляющих систем позволяет проводить стендовую отработку ступеней РН "Ангара" на высоком техническом уровне, обеспечивая решение всех задач стендовых испытаний с высоким качеством и надежностью. Проведенные в июле 2009 г. "огневые" стендовые испытания УРМ-1 явились залогом успешных летных испытаний этого ракетного модуля в составе ракеты KSLV, стартовавшей в августе с космодрома в Южной Корее.

Библиографический список

1. Лисейкин В.А., Милютин В.В., Потапов И.А., Фролов С.В. Автоматизация испытаний изделий ракетно-космической техники // Вестник метрологии, 2005. № 2.
2. Лисейкин В.А., Милютин В.В., Зиновьев В.В., Калинта А.В. Использование КТС "СИКОН" для управления технологическими процессами при стендовых испытаниях энергетических установок // Приборы, 2006. № 3.





АЛЬБРЕХТ
Александр Владимирович – заместитель генерального конструктора ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, профессор, доктор техн. наук



БИЗЯЕВ
Ростислав Владимирович – начальник отделения КБ "Салют" ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, профессор, доктор техн. наук

Наземная отработка и огневые испытания перспективных двигательных установок на стендовой базе НИЦ РКП

А.В. Альбрехт, Р.В. Бизяев

В статье рассматривается опыт наземной отработки кислородного разгонного блока, выполненной специалистами НИЦ РКП и ГКНПЦ им. М.В. Хруничева в интересах Республики Индия. Апробированная при этом технология испытаний может быть рекомендована для использования при создании перспективных двигательных установок для ракет космического назначения.

A.V. Albrecht, R.V. Bizyaev. Ground Trials And Hot Runs Of Future Power Packs At Test Facilities Of Research And Test Center Of Rocket And Space Industry Of Russia

The article scrutinizes the results of the ground runs of the oxygen booster by specialists of Russia's Research and Test Center of Rocket and Space Industry and the Khrunichyev space research and production center in the interests of India. The test method applied can be recommended for use while developing future spacecraft power packs.

На современном этапе при создании новой ракетно-космической техники основное внимание уделяется ее наземной отработке. Это вызвано тем, что созданное изделие ракетно-космической техники (РКТ) зачастую идет в опытную эксплуатацию сразу с полезной нагрузкой. При этом требования к уровню надежности поставляемых на рынок изделий РКТ не снижаются.

Поэтому в ведущих предприятиях отрасли (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, РКК "Энергия", НИЦ РКП и др.) к наземной отработке (НО) относятся как к комплексу организационно-технических мероприятий по обеспечению эффективного экспериментального определения показателей качества и надежности опытных образцов разрабатываемых изделий, соответствия их характеристик требованиям тактико-технического задания (ТТЗ) во всем диапазоне изменения эксплуатационных факторов.

В КБ "Салют" ГКНПЦ им. М.В. Хруничева исторически НО разделялась на два этапа – этап исследовательских испытаний и этап отработочных испытаний. Структура подразделений и задачи, выполняемые ими на исследовательском этапе отработки, обосновывающем правильность проектно-конструкторских решений эскизного и технического проекта, такие как аэрогазодинамические и теплофизические нагружения (воспроизведение внешних факторов) практически со дня основания КБ не изменились. Изменились средства проведения экспериментов, а также оборудование по регистрации и представлению результатов испытаний.

Этап рабочего проектирования обеспечивается отработочными испытаниями. Они подразделяются на автономные и комплексные испытания образцов, которые изготавливаются по отработываемой конструкторской документации.

Автономные испытания, как правило, проводятся на стендовой базе предприятий отрасли. В то же время комплексные испытания макросистем изделий РКТ (отдельных блоков в виде стендовых изделий) проводить на стендовой базе предприятий не

представляется возможным из соображений безопасности, экологии, а также из-за отсутствия специально обученного персонала.

Успешное осуществление поставленной цели и преодоление перечисленных проблем возможно, если отрасль имеет развитую и технически оснащенную инфраструктуру испытательной базы, научно обоснованную методическую документацию, а также опытный высококвалифицированный персонал. Всеми этими компонентами обладает испытательная база НИЦ РКП.

Методическое сопровождение наземной отработки строилось и развивалось на протяжении всего периода существования отрасли. В настоящее время руководящими документами, определяющими состав и назначение, а также место проведения наземной отработки объектов испытаний, являются "Положение РК-98", "Комплексная программа экспериментальной отработки", система отраслевых стандартов и стандартов предприятия, регламентирующих отношения между заводом-изготовителем и заказчиком, а также система ГОСТов и ОСТов по видам и нормам испытаний. Указанная система руководящих документов отражает опыт деятельности испытательной базы за весь период существования космической отрасли.

Методически процесс НО представляет собой опытное определение технических свойств создаваемого изделия и доведение этих свойств путем введения конструкторских и технологических изменений до тех необходимых, которые обеспечивают изделию необходимые свойства.

Используемый при этом подход включает в себя, с одной стороны, последовательность приближений свойств структурных элементов изделий к заданным, а с другой – постепенный переход от испытаний элементов низких уровней к отработке более сложных систем. При этом весь процесс отработки имеет три особенности, в той или иной мере присущие каждому промежуточному этапу отработки испытаний.

Во-первых, отработка носит исследовательский характер, т.е. в процессе испытаний выявляются негативные особенности поведения конструкции и уточняются пути их устранения;

во-вторых, в процессе НО происходит постепенное изменение конструкторской документации на изделие, ее доработка с целью устранения дефектов, выявленных на испытываемых образцах;

в третьих, испытания являются способом практического подтверждения и демонстрации свойств изделия для принятия окончательного решения о пригодности его к эксплуатации.

Однако на современном этапе реализация накопленного опыта, как методического, так и экспериментального, для проведения наземной отработки РКП является необходимым условием, но не достаточным. Так, в современных условиях существенно сократился временной интервал, выделяемый на наземную отработку. Требования к качеству проведения и оценки результатов испытаний повысились из-за снятия, зачастую, этапа летно-конструкторских испытаний (ЛКИ). В этих условиях требуется значительное увеличение эффективности методов и средств НО за счет минимизации времени и средств, выделяемых на отработку, при сохранении уровня ее качества, достигнутого за весь предшествующий период развития стендовой базы.

Для этого требуется решение следующих задач:

- разработка и внедрение автоматизированных информационно-измерительных и управляющих систем, позволяющих стендовой базе функционировать как системе технического диагностирования в реальном времени испытаний;
- создание единой информационной системы НО, позволяющей объективно оценивать состояние отработки в требуемый интервал времени;
- адресная разработка и модернизация стендовой базы (в основном за счет коммерческих заказов);
- реализация принципа разумной избыточности при создании стендов и оборудования при выполнении коммерческих заказов;
- разработка и внедрение расчетно-экспериментальных методов на исследовательском и отработочном этапах испытаний.

НИЦ РКП имеет определенный опыт решения поставленных задач. Создание стендовой базы НИЦ РКП уходит своими корнями в середину XX-го в. (1949 г.), она совершенствовалась практически весь этот период. В настоящее время стендовая база отрасли переоснащается автоматизированными информационно-измерительными и управляющими системами (ИИУС). Следует отметить, что модернизированные ИИУС имеют согласованный формат, обеспечивающий их совместимость с информационной базой всего цикла отработки. Наиболее ярким примером необходимости такого единства ИИУС является сотрудничество КБ "Салют" ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, КБХА и НИЦ РКП при отработке ПГСР пневмогидросистем подачи компонентов топлива в ДУ криогенного разгонного блока (КРБ) в интересах Республики Индия. При этом индийская сторона в рамках этого контракта была обязана создать бортовые системы управления (СУ) и бортовую информационно-измерительную систему (ИИС) блока КРБ.

При этом следует отметить, что заключительные комплексные испытания такой знаковой макросистемы изделия РКТ как пневмогидросистемы подачи компонентов топлива в двигательную установку (ПГСД ДУ), включая огневые испытания ДУ, традиционно проводятся на отраслевой базе в НИЦ РКП (ранее НИИХИММАШ).

В ходе рассмотрения перечисленных проблем экспертами двух стран было принято решение, утвержденное руководством проекта, использовать штатные (бортовые) СУ и ИИС при комплексных "холодных" и огневых испытаниях ДУ КРБ. Реализация этой технической идеи не имела аналогов в России. Цели и задачи испытаний ДУ трансформировались в цели и задачи испытаний макросистемы ДУ (Российская Федерация – в лице КБ "Салют" ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и КБХМ, обеспечивавших конструкторское сопровождение, и НИЦ РКП, обеспечивавший стендовую базу огневых испытаний) с СУ и бортовой ИИС Космического агентства Индии (т.н. "электроника ИСРО").

Комплексные испытания макросистемы ДУ с электроникой ИСРО проводились с целью доведения характеристик ДУ и электроники ИСРО в части СУ и ИИС до заданных требований. При этом предполагалось обеспечить возможность многократной повторяемости результатов при автономных и комплексных испытаниях с учетом заданных ограничений, связан-

ных с ресурсоемкостью отдельных компонентов ДУ при работе с СУ и ИИС ИСРО.

Справедливости ради следует отметить, что до совместного функционирования в составе макросистемы ДУ и СУ с бортовой ИИС (ИСРО) имелся некоторый задел экспериментальных данных, полученных при автономной отработке (рис. 1). Так, при доводке ПГСД ДУ была проведена автономная отработка агрегатов ПГСД, а также комплексные испытания ПГСД совместно с электроникой ИСРО в составе стендового изделия при "холодных" проливках.

После успешной автономной отработки электроники ИСРО, в комплектации, близкой к штатной (приборный отсек GSLV-ЕВ, аппаратура второй ступени GSLV-IS 2/3) в части управления ДУ и регистрации телеметрических параметров ДУ при "холодных" и огневых испытаниях стендовых изделий, она была поставлена в Россию совместно с контрольным наземным оборудованием.

Одновременно с этой работой проходила дальнейшая отработка ЖРД КВД-1 разработки КБХМ. Целью этих испытаний являлось достижение заданных тактико-технических характеристик при функционировании в условиях, близких штатным.

Сложность реализации данного проекта заключалась в сочетании казалось бы не пересекающихся интересов. Так, для достижения целей огневых испытаний ДУ электроника ИСРО являлась для специали-

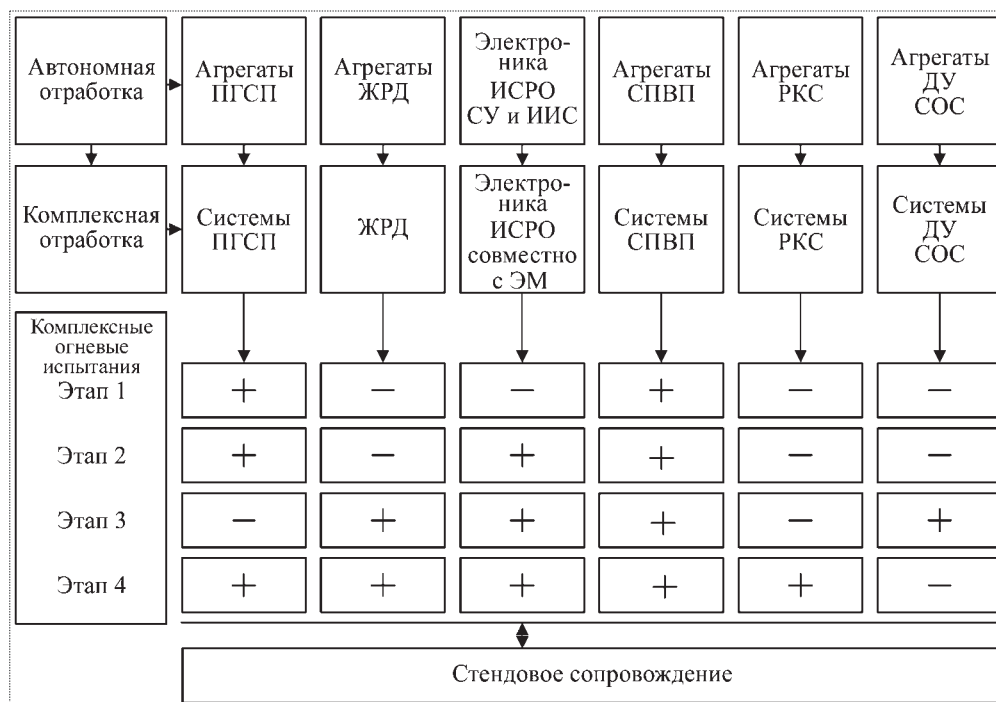


Рис. 1. Структура экспериментальной СУ блока КРБ со штатной СУ и бортовой ИИС:

ЭМ – электрический макет; СПВП – система пожаровзрывопредупреждения; РКС – регулятор кажущейся скорости; СОС – система ориентации и стабилизации. Остальные обозначения см. в тексте

тов по ДУ стендовой системой, обеспечивающей работу ДУ на всех запланированных режимах.

При этом для обеспечения безаварийного исхода испытаний для стенда и КРБ техническое руководство приняло к реализации концепцию проведения работ по принципу "от простого к сложному". Цикл подготовки к огневому испытанию осуществлял выполнение принципа многообразности и многоэтапности (см. рис. 1) и включал четыре этапа:

этап 1 – отработка системы пожаровзрывобезопасности (СПВП);

этап 2 – "холодные проливки", заправка бака "О" кислородом, заправка бака "Г" водородом;

этап 3 – "холодные пуски" ДУ – раскрутка турбины ТНА без запуска КВД-1;

этап 4 – огневые испытания ДУ.

При этом соблюдалось правило: переход к следующему этапу возможен только при условии успешного завершения предыдущего. В случае, если во время одного из экспериментов возникает нештатная ситуация, не приводящая к аварийному исходу, то эксперимент продолжается.

Концептуально было принято решение о выявленных замечаниях в ходе проведения экспериментов: если отмеченные недостатки не связаны с функционированием собственно ДУ или электроники ИСРО как органа управления, то не повторять эксперимент. То есть демонстрации правильности функционирования недоминантной системы при устраненном дефекте не требуется. Данное положение позволило существенно сократить технологическую наработку основных функциональных элементов ДУ и электроники ИСРО.

С целью обеспечения безусловной безопасности на момент конкретного эксперимента с электроникой ИСРО было принято решение задействовать пироэлементы, участвовавшие только в данном эксперименте. Коммутирующие цепи остальных пироэлементов отключались от стендового изделия, соответствующие каналы электроники ИСРО подсоединялись к электрическому макету борта КРБ. Указанное решение немного увеличивало технологический цикл подготовки конкретного эксперимента, но при проведении эксперимента испытатели были застрахованы от несанкционированного срабатывания пироэлементов, не задействованных в этом эксперименте.

Тем самым, неявным образом, агрегаты ПГСП и электроники ИСРО со своим наземным контрольным комплексом, а также электрический макет борта КРБ и стендовые системы обеспечения должны были авто-

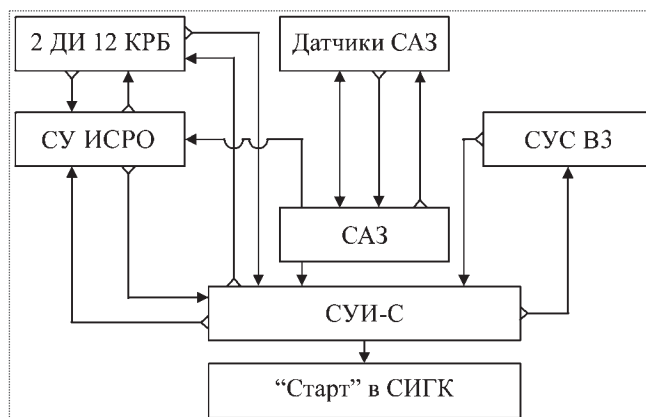


Рис. 2. Структура потока управляющих сигналов при огневых испытаниях КРБ:

СУИ – система управления изделием; СУС – система управления стендом; СИГК – стендовая система измерений Главкосмоса

матически подвергнуться испытаниям на ресурс, объем которых обуславливался результатами проводимых экспериментов.

Данные испытания – дорогостоящие и уникальные в силу своей одноразовости (вся работа должна быть проведена на одном стендовом изделии и на одном рабочем месте). Поэтому для обеспечения информационной избыточности, позволяющей гарантированно получить достоверную информацию об эксперименте, стендовое изделие, предназначенное для огневых испытаний, оснащалось, помимо штатных источников информации, еще и стендовыми.

В то же время определяющая часть штатных параметров была запараллелена при помощи развязывающих усилителей и поступала на регистрацию электроникой ИСРО и стендовыми регистраторами.

Стендовое изделие в целях обеспечения безопасности проведения огневой работы дополнительно было оснащено системами аварийного наддува, слива, дренажа, сброса газов наддува со своими агрегатами управления, скоммутированными на стендовую систему управления.

Итак, для обеспечения работы ДУ в составе изделия, наряду с электроникой ИСРО параллельно задействовалась стендовая система управления, служащая для обеспечения работы стендовых систем и для поддержки работы электроники ИСРО в части управления, т.е. обеспечения работы систем, входящих в состав стендового изделия, но не относящихся к штатным. Стенд также оснащался системой аварийной защиты (САЗ) ЖРД КВД-1, которая в случае возникновения аварийной ситуации, связанной с работой энер-

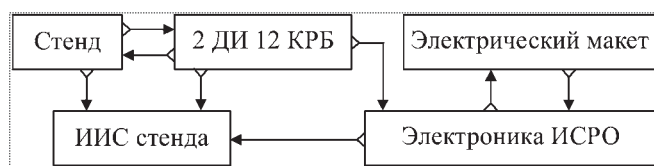


Рис. 3. Структура измерительного потока при огневых испытаниях КРБ

гетической установки, реализовала бы с помощью электроники ИСРО режим аварийной остановки, т.е. прекращения испытаний.

Информационная мощность конкретного эксперимента слагалась из двух потоков – управления и измерения. При этом поток управления формировался в соответствии со схемой, представленной на рис. 2.

В соответствии с конструкцией ПГСП и КВД-1 агрегаты управления дублировались и контролировались по току и напряжениям. Поток измерения формировался в соответствии со схемой, представленной на рис. 3.

Из 135 источников информации, принятых к регистрации электроникой ИСРО, показания транслировались через развязывающие усилители в ИИС стенда. Регистрировалась как аналоговая, так и дискретная информация.

Помимо документального обеспечения, определенных стандартами, для решения конкретных частных задач выпускались:

- частные технические задания на каждый эксперимент;
- перечень мероприятий по парированию аварийных и нештатных ситуаций;

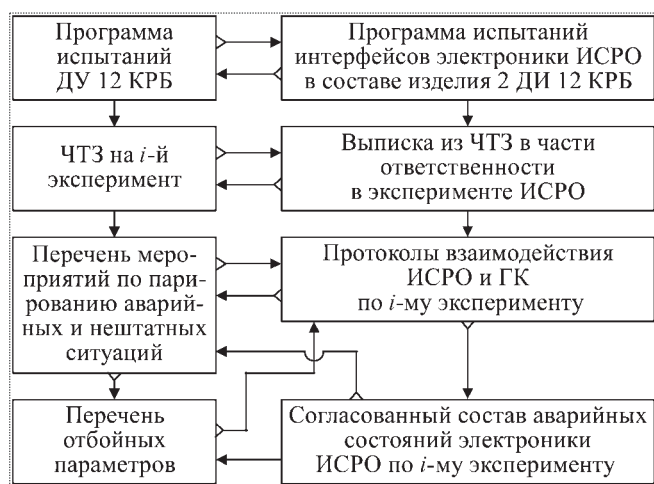


Рис. 4. Структура документального сопровождения огневых испытаний КРБ

- таблицы "отбойных" параметров применительно к каждому эксперименту;

- три рабочих журнала (один на стендовое изделие, второй на стендовые системы, третий на электрический макет), которые использовались для фиксации отдельных мероприятий, проводимых на стенде, изделии КРБ, электрическом макете изделия или на электронике ИСРО при пусконаладочных работах перед каждым экспериментом.

Взаимоотношения с индийской стороной строились посредством взаимосогласованных протоколов частных технических заданий.

Дополнительная сложность работ состояла в необходимости поднастройки параметров стендовых систем во время проведения эксперимента, а не после его окончания. Это было вызвано, в первую очередь, дороговизной компонентов топлива, используемого при испытаниях.

Структурная схема документального сопровождения испытаний представлена на рис. 4.

Целями испытаний являлись:

- отработка ДУ КРБ и уточнение режимов ее работы для первой летной машины;
- проверка интерфейсов и функционирования электроники ИСРО в комплектации, близкой к штатной (приборный отсек GSLV-EB, аппаратура второй ступени GSLV-IS 2/3 L), в части управления двигательной установкой;
- проверка системы телеметрических (ТЛМ) параметров ДУ при "холодных" и огневых испытаниях изделия КРБ в стендовых условиях.

Для достижения поставленных целей, как в части отработываемой ДУ, так и в части электроники ИСРО, были поставлены задачи испытаний, решение которых разбили на четыре этапа.

В состав стендового изделия, предназначенного для отработки ДУ, входили штатные функциональные системы, такие как системы питания, дренажа, наддува, заправки и слива, пневмоуправления бортовыми агрегатами, ЖРД КВД-1, а также дополнительные системы, необходимые для проведения испытаний в наземных условиях. К ним можно отнести: системы аварийного слива компонентов, аварийного наддува баков, аварийного дренажа баков, аварийного сброса газов из шаробаллонов, аварийной защиты двигателя и т.д.

Стендовое изделие было также оснащено переходником для его крепления к стенду, системой отбора проб газа и компонентов топлива из баков "О" и "Г" дополнительным коллектором азотного пожаротушения, установленным в двигательной нише бака "О" и т.д.

Электроника ИСРО осуществляла реализацию лишь штатных алгоритмов управления. Управление дополнительными агрегатами стендового изделия и агрегатами стенда осуществлялось стендовыми средствами. При этом проведены мероприятия по синхронизации работ двух систем управления на каждом из восьми проведенных экспериментов.

Регистрация и обработка дополнительного объема параметров, а также определенного числа штатных параметров осуществлялась информационно-измерительной системой стенда через развязывающие усилители.

Таким образом, реализован комплекс работ с электроникой ИСРО на этапах подготовки и проведения испытаний, включая монтаж системы проведения автономных проверок электроники ИСРО и элементов интерфейсов электроники ИСРО, обеспечение проведения испытаний, а также участие в проведении ряда вспомогательных работ по проверке бортовых систем в части обеспечения измерений бортовых параметров и управлении бортовыми клапанами.

В результате, в рамках сотрудничества с ИСРО, специалистам НИЦ РКП и ГКНПЦ им. М.В. Хруничева (КБ "Салют", КБХМ):

1. Проведено огневое испытание криогенного разгонного блока российской разработки со штатными системой управления и информационно-измерительной системой, разработанными и изготовленными за рубежом.

2. В условиях ограниченного ресурса элементов ПГС, ЖРД и электроники ИСРО разработана и реализована технология испытаний, обеспечивающая номинальные штатные и крайние, включая аварийные ситуации, режимы функционирования макросистемы, состоящей из ДУ и СУ с ИИС ИСРО.

3. Реализованная технология испытаний позволила гарантированно подтвердить ресурс агрегатов макросистемы при комплексных огневых испытаниях.

4. Приобретенный опыт позволяет рекомендовать и апробировать технологию испытаний макросистемы, состоящей из ДУ и штатной системы управления с информационно-измерительной системой при аналогичных комплексных огневых испытаниях во время разработки перспективных ракет-носителей и космических аппаратов.

В заключение следует отметить, что полученный опыт отработки ДУ позволил использовать технологии отработки для огневых испытаний изделий по теме "Ангара", "Бриз-М" и др.

Глубокие инженерные знания, накопленный опыт решения сложных научно-технических задач с высоким качеством позволяют коллективу НИЦ РКП уверенно двигаться по пути прогресса. В год его 60-летия хочется пожелать всем сотрудникам НИЦ РКП благополучия и дальнейших успехов в развитии ракетно-космической техники.

Библиографический список

1. Альбрехт А.В., Бизяев Р.В., Гусарев Г.А., Морозов В.А. Наземная отработка – основа обеспечения надежности РКТ // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". Юбилейный номер "50 лет КБ "Салют" ГКНПЦ им. М.В. Хруничева", 2001. С. 107–110.

2. Недайвода А.К., Альбрехт А.В., Киселев Л.Н., Бизяев Р.В. Совместная отработка двигательной установки со штатной системой управления перспективных разгонных блоков при огневых испытаниях // Общероссийский научно-технический журнал "Полет", 2001. № 1. С. 3–10.



УЛЬЯНОВ
Владимир Александрович –
начальник отдела
НИЦ РКП



СОЛОВЬЕВ
Михаил Васильевич –
начальник группы
НИЦ РКП

Оптимизация тепловакуумных испытаний космических комплексов на установке ВК 600/300

В.А. Ульянов, М.В. Соловьев

Изложены основные принципы методики оптимизации процесса подготовки и проведения тепловакуумных испытаний на установке ВК 600/300. Приведены результаты математического моделирования и экспериментальных исследований, направленных на разработку методов и средств имитации внешней тепловой нагрузки с использованием серийных источников инфракрасного излучения. В НИЦ РКП разработан и прошел экспериментальную отработку макетный образец типового источника инфракрасного излучения, выполненного на основе галогенной лампы КГ 110-500. Светотехнические и эксплуатационные характеристики источника инфракрасного излучения позволили рекомендовать его к применению на установке ВК 600/300.

V.A. Ulyanov, M.V. Solovyov. Optimization Of Heat-Vacuum Tests Of Spacecraft At Experimental VK 600/300 Bench

The article presents the main principles behind the method to optimize the preparation and conduct of heat-vacuum tests with the help of the VK 600/300 bench. Furthermore, it features the results of mathematical modeling and experiments by FKP NITs RKP, which were aimed to find ways to simulate heat loads using standard infrared sources. Also, the mockup of the new IR source was developed and tested, based on the KG 110-500 halogen lamp. Its lighting and operational characteristics allow recommending it for the use at the VK 600/300 bench.

В современных тепловакуумных установках КВИ и ВК600/300, предназначенных для экспериментальной отработки полноразмерных космических объектов в условиях имитации основных воздействующих факторов космического пространства, в качестве основного элемента имитаторов инфракрасного излучения применяют излучатель ИЭТ-29. Он представляет собой крупногабаритный линейный источник излучения, имеющий размеры 1000×100×200 мм.

Отражатель излучателя выполнен в виде коробчатой конструкции из алюминиевого сплава с плоскими наружными поверхностями и сложной многопрофильной зеркальной отражающей поверхностью. На наружную поверхность отражателя нанесено черное терморегулирующее покрытие со степенью черноты $\varepsilon > 0,93$.

В качестве излучающего элемента используется науглероженная вискозная лента, закрепляемая в заданном относительно отражателя положении с помощью устройства натяжения.

Основные особенности эксплуатации излучателя ИЭТ-29 заключаются в следующем:

излучатель работоспособен только в условиях вакуума ($P_{\text{окр. ср}} \leq 10^{-3}$ мм рт.ст.), что исключает калибровку имитатора в нормальных условиях;

температура излучающего элемента при максимальном напряжении не превышает 900°C, поэтому спектральный диапазон излучателя полностью расположен в инфракрасной (ИК) области спектра;

индикатрисы излучения в продольной и поперечной плоскостях приобретают гарантированно устойчивое состояние (начиная с 800 мм от среза излучателя);

на пространственное распределение создаваемого излучателем лучистого потока оказывают влияние точность изготовления и воспроизводимость геометрии зеркаль-

ной поверхности от излучателя к излучателю, качество зеркальной поверхности и положение излучающего элемента в отражателе;

для излучателя характерно снижение отражательных свойств полированного алюминия под воздействием различного рода осадков собственной внешней атмосферы камеры и углерода, испаряющегося с поверхности излучающего элемента;

в конструкции излучателя отсутствуют средства, обеспечивающие точную настройку световой схемы имитатора на конкретное изделие.

Опыт проведения тепловакуумных испытаний на установках КВИ и ВК 600/300 с использованием штатных имитаторов инфракрасного излучения (ИКИ), построенных на основе излучателей ИЭТ-29 [1] – [4], показывает, что в основном с помощью специально разработанных методик имитации внешней тепловой нагрузки [5] – [6] возможно обеспечить решение поставленных перед испытаниями задач. Вместе с тем в силу особенностей конструкции излучателя ИЭТ-29 предполагается проведение серии предварительных исследовательских испытаний.

Указанные испытания могут быть проведены двумя способами в условиях штатной работы тепловакуумных установок:

с использованием макета внешней поверхности объекта испытаний, оснащенного множеством датчиков лучистых потоков;

с введением дополнительных режимов по калибровке и настройке имитатора ИКИ.

Оба способа предполагают производить калибровку ИК-имитатора с заведомо выбранной схемой расположения единичных источников ИК-излучения (варьируется только подводимая к ним электрическая мощность).

Достоинством первого способа является большая информативность экспериментов, обусловленная наличием значительного количества датчиков лучистых потоков, а также возможность проведения многочисленных экспериментов по подбору мощности на ИК-излучателях в отсутствии риска повредить объект испытаний. Кроме того, по результатам экспериментов могут быть уточнены оптическая схема ИК-имитатора и схема расположения контрольных датчиков лучистых потоков, которые будут установлены на объект испытаний. Однако данный способ неоправданно дорог.

Достоинством второго способа является относительно меньшая стоимость экспериментов, но при этом велик риск невыполнения требований по точности имитации внешней тепловой нагрузки и возможно снижение достоверности результатов тепловакуумных испытаний.

Это обусловлено следующими причинами:

сложная форма объекта испытаний, наличие эффектов захвата, затенения и переотражения подводимых к объекту лучистых потоков, наличие поверхностей с селективными терморегулирующими покрытиями;

ограниченное количество и неоптимальное расположение датчиков лучистых потоков, размещаемых на поверхности объекта испытаний, в результате чего остается высокая степень неопределенности в оценке реальной картины распределения подводимых к поверхности объекта лучистых потоков;

жесткая схема ИК-имитаторов, не позволяющая вносить в нее изменения, невозможность изменения схемы измерения лучистых потоков в случае неудовлетворительных результатов калибровки;

ограниченное по времени и воздействию на объект испытаний количество экспериментов.

Очевидно, что основной причиной возникающих в процессе подготовки и проведения тепловакуумных испытаний проблем, связанных с применением ИК-имитаторов, является их базовый элемент – излучатель ИЭТ-29. Поэтому основной задачей проводимых в настоящее время исследований является разработка конструкций ИК-излучателей, выполненных на основе альтернативных излучающих элементов, обладающих следующими эксплуатационными свойствами:

дешевизна и доступность, характерные для крупносерийного производства;

возможность эксплуатации как в нормальных условиях, так и в условиях тепловакуумных испытаний;

близость излучения по спектральному составу к солнечному излучению;

сохранение работоспособности в течение 300... 500 ч.;

возможность разработки и создания серии типовых ИК-излучателей, обладающих унифицированными излучательными характеристиками.

Решение поставленной задачи позволит:

сократить стоимость и длительность испытаний за счет исключения из программы испытаний режимов калибровки ИК-имитатора, а также осуществлять его калибровку в нормальных условиях;

снизить прямые расходы на материалы, энергию, сократить длительность и трудоемкость работ;

упростить технологию и сократить перечень операций, необходимых для подготовки и проведения испытаний, повысить точность имитации внешней тепловой нагрузки;

повысить роль и объем расчетно-теоретических работ, заменив ими экспериментальные работы.

Перечисленными выше свойствами обладают в первую очередь источники излучения, выпускаемые крупными сериями для общетехнических нужд, например:

высокотемпературные источники с температурой излучающего элемента до 2500 °С, у которых максимум излучения находится в диапазоне длин волн $0,78 \leq \lambda \leq 1,80$ мкм (к этой группе излучателей относятся лампы накаливания, инфракрасные кварцевые трубчатые лампы с галогенным циклом);

среднетемпературные с температурой излучающего элемента 450...1500 °С и максимумом излучения, располагающимся в диапазоне длин волн $\lambda > 1,8$ мкм (кварцевые и стеклянные трубчатые излучатели, керамические и металлические излучатели);

низкотемпературные с температурой излучающего элемента менее 450 °С (некоторые металлические, керамические, плоские стеклянные и т. п. излучатели).

Здесь представлены результаты расчетно-экспериментальной отработки конструкции ИК-излучателя, выполненного на основе серийной галогенной лампы КГ 110-500.

Эксплуатационные свойства галогенных ламп типа КГ 110-500 весьма высоки:

срок службы до 5000 ч., диапазон мощностей от 100 Вт до 20 кВт с напряжением питания 110...380 В переменного или постоянного тока; высокая мощность сконцентрирована в баллоне с малым объемом;

поверхностная удельная нагрузка 30...400 кВт/м²; линейная удельная нагрузка 1...30 кВт/м;

спектральный состав излучения определяется излучением вольфрама при температуре $T_{\text{спираль}} = 2400...2550$ К, излучением кварцевой колбы при $T_{\text{колбы}} = 400...550$ °С и излучением йода в видимой области;

основная часть (90 %) общего лучистого потока приходится на инфракрасную часть спектра в интервале длин волн $0,77 \leq \lambda \leq 8$ мкм, для излучающего элемента – в области видимого излучения $\lambda \leq 3$ мкм, кварцевой колбы – в области $\lambda \leq 3 \dots 4$ мкм;

при номинальном режиме работы спектральный диапазон излучения этих ламп полностью охватывает спектральный диапазон солнечного излучения, при меньшей мощности более половины спектрального диапазона излучения остается в спектральном диапазоне солнечного излучения.

Спектральное распределение излучения галогенных ламп определяется по соотношению

$$E_{b\lambda} = C_1 \lambda^{-5} / [\exp(C_2 / \lambda T) - 1],$$

где $E_{b\lambda}$ – относительная спектральная излучательная способность абсолютно черного тела (полного излучателя); λ – длина волны; T – цветовая температура лампы; $C_1 = 3,74 \cdot 10^{-16}$ Вт · м²; $C_2 = 1,438 \cdot 10^{-2}$ м · К.

Интегральная поглощательная способность покрытий относительно лучистого потока зависит от температуры излучающего элемента лампы и изменяется в соответствии с величиной подводимого к ней напряжения:

$$\alpha_{IR} = \frac{\int_0^{\infty} \alpha_{\lambda} E_{b\lambda}(T) d\lambda}{\int_0^{\infty} E_{b\lambda}(T) d\lambda},$$

где $\alpha_{IR(ИК)}$ – интегральная поглощательная способность покрытий относительно лучистого потока от ламп; α_{λ} – спектральная поглощательная способность покрытия.

Таким образом, имитатор инфракрасного излучения, выполненный на основе ИК-излучателей, в качестве излучающих элементов которых используются галогенные лампы, будет обладать следующими преимуществами по сравнению со стационарными имитаторами ИКИ установок КВИ и ВК 600:

существует возможность собирать групповой источник излучения заданной формы и конфигурации, что обеспечивает максимальную адаптацию имитатора к объекту испытаний и, соответственно, высокую точность имитации;

небольшие габаритные размеры ламп позволяют собирать излучающие панели даже для малых по площади труднодоступных зон поверхности объекта, обеспечивая при этом минимальное экранирование криогенных экранов камеры;

лампы предназначены для работы в нормальных условиях, поэтому юстировку, настройку и проверку качества имитации можно проводить вне камеры без объекта испытаний дешевыми средствами и обеспечить необходимый объем измерений для более детальных исследований распределения облученности по поверхности объекта;

это "чистые" источники излучения, которые в отличие от ИЭТ-29 не вносят возмущений в собственную внешнюю атмосферу тепловакуумной камеры.

В целях всестороннего исследования эксплуатационных характеристик галогенных ламп в условиях тепловакуумных испытаний и применения их в качестве излучающих элементов источников ИК-излучения были проведены следующие работы:

спроектирован и изготовлен модельный объект испытаний;

на основе галогенной лампы КГ 110-500 спроектированы и изготовлены несколько типов ИК-излучателей;

разработаны программные средства, обеспечивающие проведение расчетных исследований теплового состояния модельного объекта и ИК-излучателя, а также его излучательных характеристик;

разработаны и изготовлены технологическая оснастка и система измерения, необходимые для проведения тепловакуумных испытаний.

Испытаниям подвергся один из вариантов источника ИК-излучения, выполненный на основе серийной кварцевой галогенной лампы КГ 110-500. Конструкция и тепловая математическая модель этого ИК-излучателя приведены на рис. 1.

Отражатель представляет собой алюминиевый (в поперечном сечении трапециевидной формы) корпус излучателя. Отражающие поверхности сформированы цилиндрической поверхностью. Угол охвата лампы составляет 160° . К этой поверхности по касательным примыкают две плоскости, расходящиеся под углами $\pm 10^\circ$. Поверхности отражателя получены методом механической обработки, затем отполированы (коэффициент отражения $\rho = 0,9$; степень черноты $\epsilon = 0,06$).

На тыльной поверхности отражателя предусмотрено посадочное место для узла крепления ИК-излучателя. Одновременно этот узел является тепловым мостом для отвода теплоты от отражателя. Толщина боковых ребер отражателя $\delta_{ст} = 1$ мм. Тыльные стороны отражателя механически обработаны (коэффициент отражения $\rho = 0,3$; степень черноты $\epsilon = 0,1$). На тыльной стороне предусмотрены излучающие полости.

По краям тыльной поверхности отражателя расположены два посадочных места для кронштейнов, служащих для установки галогенной лампы и закрепления ее в заданном положении. Конструкция кронштейнов включает патроны, которые обеспечивают точную установку спирали лампы вдоль оси цилиндрической поверхности отражателя. Кронштейны с патронами служат проводниками электрического тока, подводимого к цоколям лампы. Их внутренние поверхности отполированы (внешние – необработанный алюминий).

Между кронштейнами и отражателем устанавливается керамическая пластина, служащая электроизолятором.

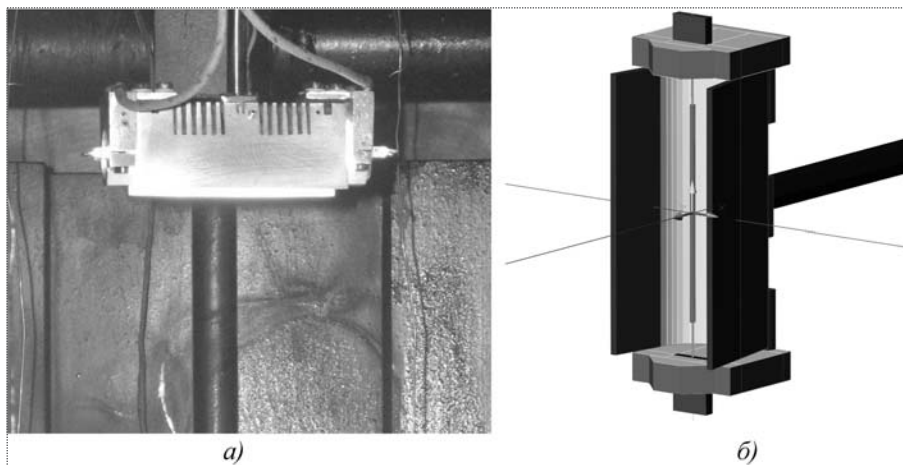


Рис. 1. Конструкция (а) и тепловая модель (б) типового ИК-излучателя, выполненного на основе галогенной лампы КГ 110 – 500

Конструкция кронштейнов обеспечивает возможность осевого перемещения одного из патронов для компенсации температурных деформаций. Внутренние поверхности кронштейнов формируют торцевые отражающие поверхности ИК-излучателя. Узел крепления представляет собой платформу для закрепления ИК-излучателя, выполненную из коррозионно-стойкой стали. Перпендикулярно к ней приварена трубка из такого же материала размером 10×1 мм. Поверхность узла крепления – необработанная после проката коррозионно-стойкая сталь ($\rho = 0,35$; $\epsilon = 0,35$). Отражатель, кронштейны и патроны выполнены из алюминиевого сплава АМГ-6.

Лампа может быть аппроксимирована излучающим цилиндром с равномерно распределенным по его объему тепловыделением.

Модельный объект представляет собой П-образную конструкцию. При этом основу объекта составляет центральная панель № 2. Левая боковая панель № 1 и правая боковая панель № 3 устанавливаются перпендикулярно центральной панели. Панели представляют собой слоеную конструкцию. Лицевые поверхности всех панелей обращены внутрь П-образной полости.

Конструкция и тепловая математическая модель модельного объекта представлены на рис. 2.

Центральная панель № 2 выполнена следующим образом.

Корпус панели изготовлен из стеклотекстолитовой пластины размером 335×505 мм и толщиной $\delta_{ст} = 1,5$ мм.

На лицевую сторону этой пластины плотно с равномерным шагом устанавливаются 24 алюминиевые пластины размером 80×80 мм и толщиной $\delta_{ал} = 2$ мм.



Рис. 2. Конструкция и тепловая модель модельного объекта

Зазоры между пластинами везде одинаковы и равны 5 мм.

Вся лицевая поверхность, которая состоит из лицевых и боковых сторон алюминиевых пластин, а также поверхность открытых частей лицевой поверхности стеклотекстолитовой пластины в зазорах между алюминиевыми пластинками покрыта терморегулирующим покрытием. Эмаль АК 512 (белая, толщиной $\delta_3 = 0,06 \dots 0,12$ мм) имеет матовую шероховатую поверхность, степень черноты $\varepsilon = 0,85$, коэффициент поглощения солнечного излучения $\alpha = 0,3$.

Поверхность тыльной стороны алюминиевых пластинок – необработанный после проката алюминий без покрытия. Боковые грани стеклотекстолитовой пластины не имеют покрытия.

Сборка из стеклотекстолитовой пластины с закрепленными на ее лицевой стороне алюминиевыми пластинками с помощью фторопластовых втулок устанавливается и закрепляется на вторую стеклотекстолитовую пластину размером 335×505 мм, толщиной $\delta_{ст} = 1,5$ мм (строго одна над другой). Боковые грани и тыльная сторона стеклотекстолитовой пластины не имеют терморегулирующего покрытия.

Между стеклотекстолитовыми пластинами строго по размерам пластин устанавливается мат экранно-вакуумной тепловой изоляции (ЭВТИ) ($\delta_{ЭВТИ} = 12$ мм, размер 335×505 мм).

С помощью теплоизолирующих фторопластовых втулок панель в сборе устанавливается на каркас, состоящий из трубчатых элементов из коррозионно-стойкой стали.

Левая боковая панель № 1 выполнена аналогично центральной панели. Она имеет размеры 335×237 мм.

На лицевой стороне стеклотекстолитовой пластины установлено 12 алюминиевых пластин размером 80×80 мм и толщиной $\delta_{ст} = 2,0$ мм. Зазоры между пластинами везде одинаковы и равны 5 мм.

Вся лицевая поверхность покрыта терморегулирующим покрытием (эмаль АК 512 белая).

Правая боковая панель № 3 представляет собой алюминиевую пластину размером 335×237 мм. Ее лицевая сторона покрыта терморегулирующим покрытием (эмаль АК 512 белая). С тыльной стороны алюминиевая пластина устанавливается и закрепляется без зазора на стеклотекстолитовую пластину размером 335×505 мм и толщиной $\delta_{ст} = 1,5$ мм (строго одна над другой). В остальном конструкция панели № 3 аналогична двум другим панелям.

Левая и правая панели устанавливаются перпендикулярно центральной панели строго параллельно относительно друг друга так, чтобы все три панели образовывали П-образную полость, верхние кромки алюминиевой пластины центральной панели и нижние кромки алюминиевых пластин левой и правой боковых панелей по сторонам размером 335 мм находились друг напротив друга, но не соприкасались. При этом лицевые стороны всех трех панелей обращены друг к другу.

Расчетно-теоретическим и экспериментальным исследованиям подверглись две сборки. Первая сборка состоит из модельного объекта П-образной формы и единичного источника ИК-излучения. Вторая сборка состоит из центральной панели № 2 модельного объекта и того же единичного источника ИК-излучения.

В обеих сборках ИК-излучатель установлен на расстоянии 340 мм от лицевой поверхности панели № 2 модельного объекта, оптическая ось излучателя перпендикулярна лицевой поверхности центральной панели № 2 и направлена точно в ее центр.

Излучатель расположен вдоль короткой стороны модельного объекта, ось лампы параллельна короткой оси симметрии центральной пластины № 2 модельного объекта.

Конструкция стапеля обеспечивает установку модельных объектов и ИК-излучателей в любое заданное положение, оказывает минимальное тепловое влияние на объекты испытаний и не препятствует теплообмену объектов испытаний с внутрикамерными системами.

Общий вид экспериментальной установки с объектом П-образной формы приведен на рис. 3.

Система измерения температур предназначена для контроля теплового состояния модельного объекта и ИК-излучателя. В качестве средств измерения используются термометры сопротивления ТЭП 018-03. Чувствительные элементы термометров устанавливались на тыльных поверхностях всех алюминиевых пластинок размером 80×80 мм.

В целях контроля теплового взаимодействия алюминиевых пластин со стеклотекстолитовыми пластинами, а также для контроля тепловых утечек по стеклотекстолитовым пластинам панели датчики температуры устанавливались следующим образом:

для центральной панели чувствительные элементы устанавливались точно в центре пластин строго один над другим (один термометр на внутреннюю поверхность верхней стеклотекстолитовой пластины, второй – на внешнюю поверхность нижней стеклотекстолитовой пластины). Такие конфигурации размещения приняты для алюминиевых пластин, расположенных по первому, второму и третьему слева рядам алюминиевых пластин;

один термометр устанавливался на внешнюю сторону ребра отражателя ИК-излучателя.

Измерение лучистых потоков, подводимых к поверхности объекта испытаний, осуществлялось расчетным путем по значениям температуры алюминиевых пластинок размером 80×80 мм и температуры текстолитовых пластин под ними.

Режим работы ИК-излучателя определялся значением напряжения переменного тока, подводимого к излучающему элементу.

Расчетно-экспериментальные исследования проводились в следующих целях:

отработка методики и программно-алгоритмического обеспечения светотехнического и теплового математического моделирования сложных технических объектов;

экспериментальная отработка и оценка работоспособности типовой конструкции источника ИК-излучения, выполненного на основе галогенной лампы КГ 110 – 500 в условиях реальной эксплуатации;

определение излучательных характеристик ИК-излучателя и проверка их стабильности;

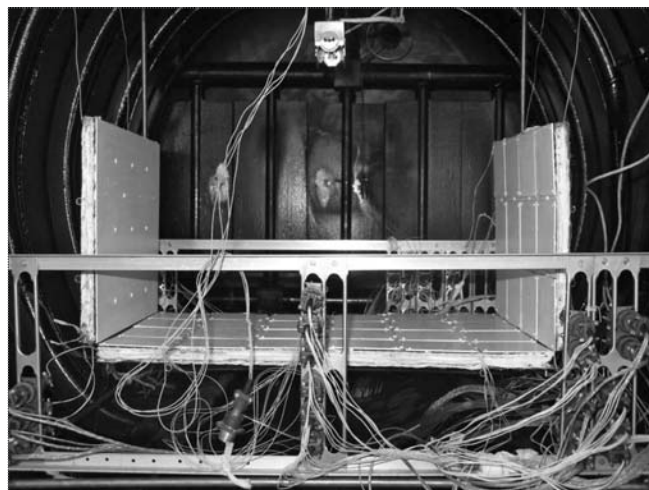


Рис. 3. Экспериментальная установка с П-образным модельным объектом

оценка теплового состояния ИК-излучателя;
оценка теплового состояния элементов конструкции модельного объекта в условиях реальных тепловакуумных испытаний при имитации внешней тепловой нагрузки средствами ИК-имитации;

оценка адекватности математических моделей, применяемых для расчета теплового состояния модельных объектов, конструкции ИК-излучателя и внешней тепловой нагрузки, создаваемой источниками ИК-излучения, выполненными на основе галогенных ламп.

В целях оценки точности тепловых математических моделей расчеты проводились для моделей различной степени детализации. При этом степень детализации объекта выбиралась из расчета:

один элемент размером 80×80 мм, равный размеру пластинки, установленной на левой панели (это вариант 1×1×1);

пластина размером 80×80 мм представляется девятью элементами с размером сторон квадратного элемента, равным $80/3 = 27$ мм (это вариант 3×3×3);

пластина размером 80×80 мм представляется 25 элементами с размером сторон квадратного элемента, равным $80/5 = 16$ мм (это вариант 5×5×5);

пластина размером 80×80 мм представляется 49 элементами с размером сторон квадратного элемента, равным $80/7 = 11,4$ мм (это вариант 7×7×7).

Расчеты проводились для следующих условий:

модельный объект подвергается воздействию прямого солнечного излучения, подводимого в П-образную полость перпендикулярно центральной панели № 2;

модельный объект находится в открытом космосе;

расчет проводился до выхода температур модельного объекта на стационарный режим.

Анализ результатов расчетных исследований показывает, что с увеличением степени детализации тепловой математической модели объекта резко возрастают потребности системы в вычислительных ресурсах.

Так, при увеличении количества зон на внешней поверхности объекта с $N = 2739$ и элементов $N_{эл} = 1247$ для самой грубой модели (вариант $1 \times 1 \times 1$) примерно в три раза для количества зон $N = 8957$ и в 20 раз для элементов $N_{эл} = 20\,107$ для точной модели (вариант $7 \times 7 \times 7$) время расчета матриц угловых коэффициентов увеличивается с 24 ч 50 мин до 144 ч 51 мин, т.е. в ~ 6 раз.

Расчет матрицы разрешающих коэффициентов составил соответственно для грубой модели 30 мин, для точной – 107 ч 6 мин (рост в 20 раз).

На расчет шести минут реального времени по грубой модели расходуется 26 мин и 10 ч 50 мин для точной модели.

Значительное влияние на скорость расчета оказывает архитектура и тактовая частота применяемого процессора. В нашем случае наиболее эффективными оказались процессоры 2×2 Xenon 5150-2.66 ГГц и 1×2 Core-1.86 ГГц.

Одновременно решалась задача выбора оптимальной с точки зрения точности предсказания температур и минимизации требований к вычислительным ресурсам применяемой тепловой математической модели.

При этом для анализа степени совпадения результатов расчетов по математическим моделям выбранных степеней детализации рассматривались четыре алюминиевые пластинки размером 80×80 мм, расположенных на левой панели № 1.

Причем с учетом симметричности конструкции объекта и тепловых условий его функционирования пластины были выбраны так, чтобы обеспечить возможность сопоставления результатов расчетов для элементов конструкции, находящихся в различных тепловых условиях функционирования.

Первая пластина расположена в левом верхнем углу панели, вторая – во втором ряду и вторая слева, третья – в левом нижнем углу панели, а четвертая – в третьем (нижнем) ряду и вторая слева.

Результаты сравнения теплового состояния модельного объекта, полученного по вышеназванным моделям, приведены в табл. 1.

Для первой пластины модели $7 \times 7 \times 7$, $5 \times 5 \times 5$ и $3 \times 3 \times 3$ дают практически одинаковые предсказания средних температур, а по модели $1 \times 1 \times 1$ получена заниженная (на $\sim 4,5^\circ$) оценка.

Для второй пластины практически одинаковые предсказания средних температур получены по моделям $3 \times 3 \times 3$ и $1 \times 1 \times 1$. Модель $5 \times 5 \times 5$ дает оценку на 1° ниже, чем модель $3 \times 3 \times 3$, а модель $7 \times 7 \times 7$ – еще ниже ($1,72^\circ$).

Для третьей пластины практически одинаковые предсказания средних температур получены по моде-

Таблица 1

Результаты моделирования П-образного модельного объекта для тепловых моделей различной степени детализации

Расположение пластинок на панели №1	Размер модели	Температура, К			Внешний поглощенный поток, Вт/м ²		
		Минимум	Средняя	Максимум	Минимум	Средний	Максимум
x1, y1, z1	7x7x7	195,698	195,844	196,032	38,326	48,459	61,303
	5x5x5	195,341	195,474	195,620	38,933	48,469	60,360
	3x3x3	195,660	195,761	195,881	40,400	48,489	58,200
	1x1x1	191,2681			48,6		
x2, y2, z1	7x7x7	218,718	218,958	219,211	68,494	85,288	103,297
	5x5x5	220,526	220,682	220,857	69,545	85,306	102,111
	3x3x3	221,515	221,666	221,826	72,100	85,367	99,300
	1x1x1	221,8431			85,4		
x3, y1, z1	7x7x7	232,089	232,475	232,858	68,763	110,979	158,302
	5x5x5	234,218	234,557	234,909	70,817	110,934	155,157
	3x3x3	234,993	235,336	235,693	76,000	110,756	148,000
	1x1x1	234,8298			110		
x3, y2, z1	7x7x7	242,179	242,477	242,729	104,906	132,969	161,030
	5x5x5	245,392	245,596	245,787	106,746	132,939	158,557
	3x3x3	247,920	248,154	248,379	111,000	133,000	154,000
	1x1x1	248,5502			132		

лям $5 \times 5 \times 5$ и $1 \times 1 \times 1$. Модель $3 \times 3 \times 3$ дает оценку на 1° выше, чем модель $5 \times 5 \times 5$, а модель $7 \times 7 \times 7$ — на 2° ниже, чем модель $5^\circ 5^\circ 5$.

Для четвертой пластины практически одинаковые предсказания средних температур получены по моделям $3 \times 3 \times 3$ и $1 \times 1 \times 1$. Модель $5 \times 5 \times 5$ дает оценку на 3° ниже этих значений, а модель $7 \times 7 \times 7$ — на 3° ниже, чем модель $5 \times 5 \times 5$.

Все модели дали практически одинаковые значения средних по пластинам поглощенных внешних тепловых потоков. Однако для минимальных значений внешних поглощенных потоков оценки увеличиваются от минимального значения для модели $7 \times 7 \times 7$ до максимального для модели $3 \times 3 \times 3$. Наоборот, для максимальных значений внешних поглощенных потоков оценки уменьшаются от максимального значения для модели $7 \times 7 \times 7$ до минимального для модели $3 \times 3 \times 3$.

Градиенты температур для рассмотренных пластин превышали 1° , что для выбранных материала и размеров является существенной неравномерностью.

Результаты расчетов показывают, что степень детализации тепловой математической модели определяет величину неопределенности предсказания теплового состояния различных конструктивных элементов объекта исследований. В нашем случае она характеризуется величиной $\pm 4,5^\circ$.

Картины температурных полей модельного объекта приведены на рис. 4.

В целом по модельному объекту П-образной формы получены следующие результаты.

Распределение температур по элементам для сплошной алюминиевой пластины центральной панели № 2 — практически равномерное, градиент температур обусловлен тепловым влиянием боковых панелей и составляет примерно 3° .

Правая боковая панель № 3 подвержена в основном потоку собственного излучения панели № 2 и отраженному от нее солнечному излучению. Распределение температур по элементам сплошной алюминиевой пластины правой боковой панели № 3 характеризуется температурой 223 K на верхних краях панели и 228 K у ее основания; градиент составляет $\approx 5^\circ$.

Для левой боковой панели № 1, находящейся в одинаковых тепловых условиях с панелью № 3, температуры алюминиевых пластинок, не связанных между

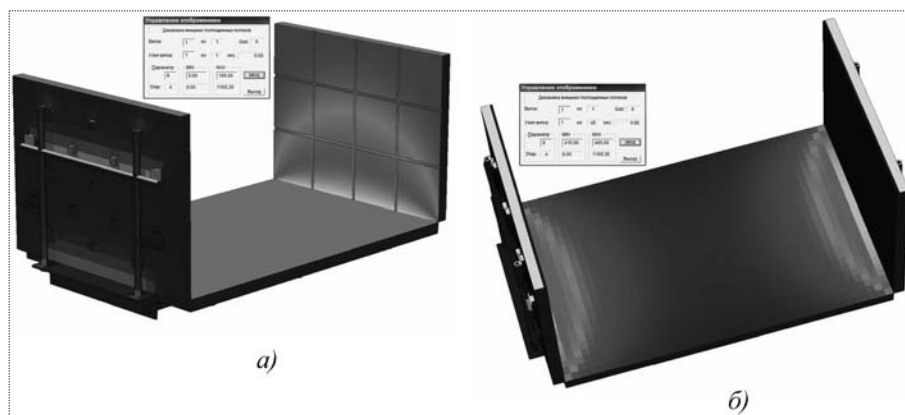


Рис. 4. Температурное поле П-образного модельного объекта:
а — модель $17 \times 17 \times 1$; б — модель $7 \times 7 \times 7$

собой прямыми кондуктивными связями, изменяются от 208 K на верхних краях панели до 263 K у ее основания. Разница температур составляет 55° .

Распределение температур по всем элементам центральной панели № 2 характеризуется следующим образом:

температуры элементов первой стеклотекстолитовой пластины практически не отличаются от температур верхней алюминиевой пластины;

самые низкие температуры — на элементах второй стеклотекстолитовой пластины — составляют 223 K ;

температуры внутренних слоев ЭВТИ равномерно приближаются к температуре алюминиевой пластины.

Подтверждается вывод о том, что и для объекта в целом с целью снижения степени неопределенности предсказания его температур необходимо выбирать оптимальную с точки зрения точности предсказания и потребных ресурсов степень детализации тепловой математической модели.

В нашем случае в качестве базовой была выбрана тепловая математическая модель со степенью детализации $5 \times 5 \times 5$.

Аналогичным образом решалась задача выбора оптимальной степени детализации и для тепловой математической модели типового источника ИК-излучения.

Одновременно с тепловым моделированием решалась задача статистического моделирования излучательных характеристик излучателя. Результаты расчетов излучательных характеристик типового источника ИК-излучения приведены на рис. 5, 6.

Экспериментальные исследования теплового состояния модельных объектов и типового источника ИК-излучения проводились в ФКП "НИЦ РКП" на тепловакуумной установке "Гелиос", оснащенной системой вакуумной откачки, криогенной системой имми-

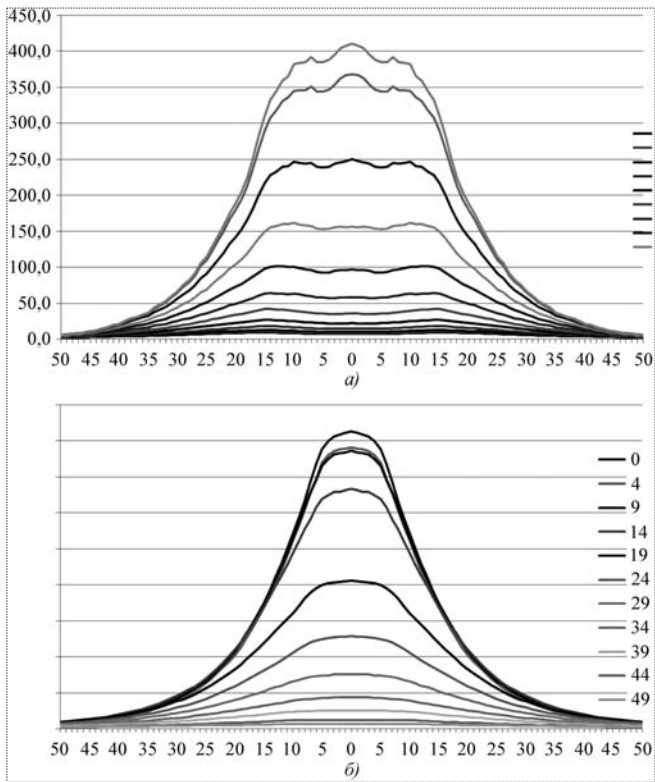


Рис. 5. Распределение падающих на плоскость потоков, создаваемых типовым ИКИ в поперечном (а) и продольном (б) направлениях на различных расстояниях от центра излучателя

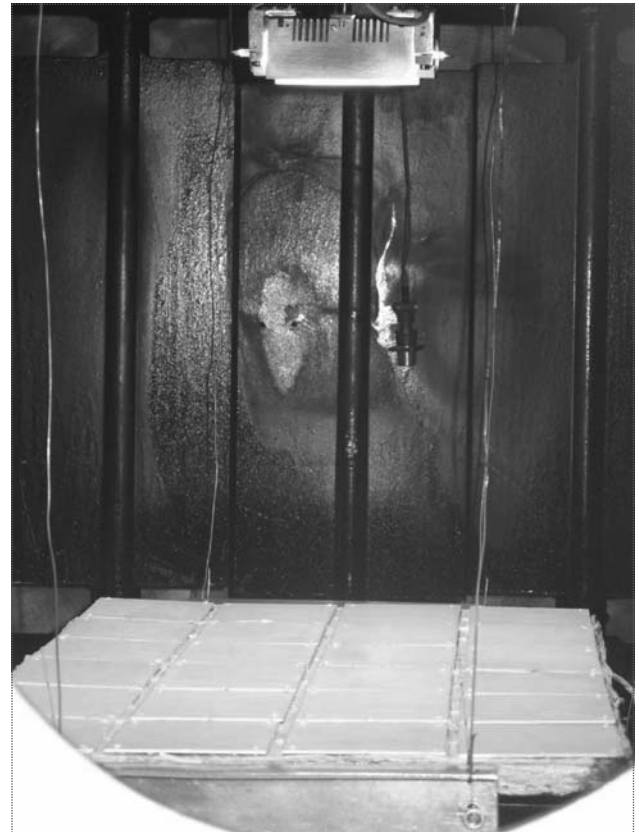


Рис. 7. Один из режимов тепловакуумных испытаний панели № 2 модельного объекта и единичного ИК-излучателя

тации теплофизических характеристик открытого космического пространства.

Эксперименты проводились в два этапа. На первом этапе испытаниям подвергалась центральная панель № 2 модельного объекта (рис. 7).

В процессе тепловакуумных испытаний в рабочем объеме установки "Гелиос" обеспечивались следующие условия испытаний:

- давление окружающей среды $P < 10^{-6}$ мм рт.ст.;
- температура окружающей среды $T < 100$ К.

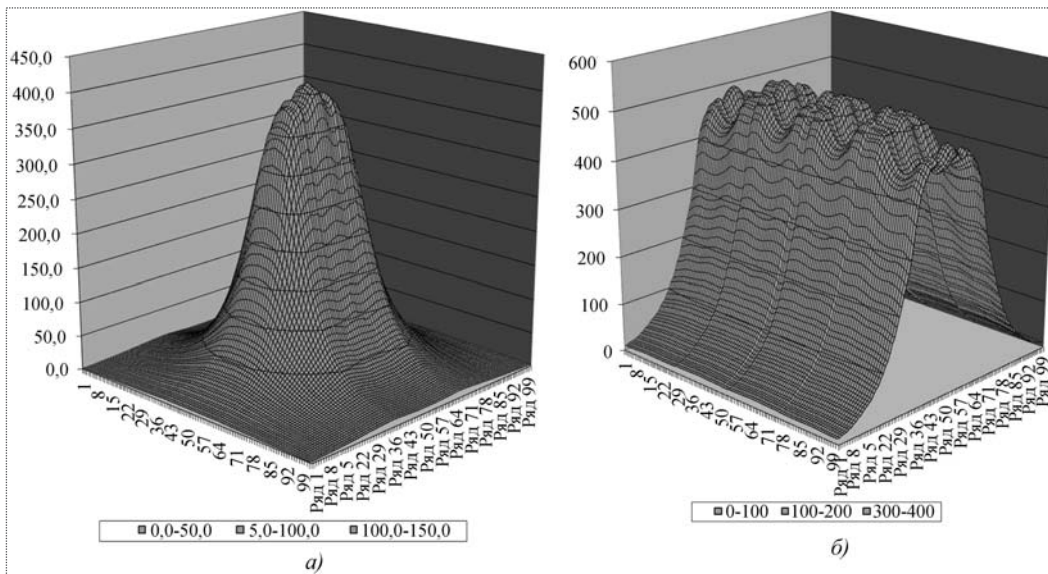


Рис. 6. Распределение падающих на плоскость потоков, создаваемых типовым ИК-излучателем (а) и тремя типовыми ИКИ (б)

Таблица 2

Результаты тепловакуумных испытаний модельного объекта (панель №2)

Номера рядов (x) и колонок (y) расположения пластинок	Температура ячеек, К				Внешний поглощенный поток, Вт/м ²			
	<i>Напряжение питания на лампе 25 В</i>							
	y1	y2	y3	y4	y1	y2	y3	y4
x1	165,51	166,82	165,4	161,47	36,17	37,32	36,07	32,76
x2	170,88	173,26	171,33	164,46	41,09	43,43	41,53	35,26
x3	178,41	176,21	174,91	–	48,83	46,46	45,11	–
x4	171,97	174,83	174,26	167,37	42,16	45,02	44,45	37,82
x5	169,9	174,52	171,45	166,37	40,16	44,71	41,64	36,93
x6	164,42	167,42	166,9	163,75	35,22	37,87	37,39	34,66
<i>Напряжение питания на лампе 50 В</i>								
x1	212,63	215,63	214,79	209,83	98,52	104,19	102,58	93,42
x2	222,22	227,3	225,47	216,54	117,53	128,64	124,55	105,97
x3	228,1	232,46	231,74	–	130,48	140,72	139,00	–
x4	225,66	230,84	231,21	220,52	124,97	136,85	137,73	113,98
x5	223,9	231,82	227,48	219,32	121,12	139,20	129,05	111,50
x6	215,53	221,28	220,86	215,76	104,01	115,55	114,67	104,44
<i>Напряжение питания на лампе 75 В</i>								
x1	245,94	250,41	249,97	243,2	176,32	189,51	188,16	168,61
x2	258,91	265,45	263,22	252,96	216,58	239,31	231,36	197,34
x3	264,67	273,21	271,42	–	236,48	268,52	261,56	–
x4	263,66	271,7	271,72	257,68	232,92	262,63	262,72	212,47
x5	261,9	272,23	266,98	255,4	226,74	264,69	244,85	205,06
x6	251,32	258,99	258,37	250,12	192,28	216,85	214,78	188,62

Результаты экспериментов приведены в табл. 2. и на рис. 8, 9.

Сравнению подвергались результаты расчетно-теоретических исследований теплового состояния ИК-излучателя и центральной панели № 2 модельного объекта и результаты тепловакуумных испытаний центральной сборки ИК-излучатель – панель № 2.

Сравнивались следующие конфигурации (тепловые условия функционирования).

Расчетная конфигурация 1: П-образный модельный объект в сборе; солнечное излучение подводится со стороны лицевой поверхности панели № 2; вектор солнечного излучения перпендикулярен лицевой поверхности панели; лицевая поверхность панели состоит из набора алюминиевых пластин размером 80×80 мм.

Расчетная конфигурация 2: панель № 2 и ИК-излучатель установлены в тепловакуумную камеру; рабочий объем тепловакуумной камеры ограничивают криогенные экраны; к лицевой поверхности панели № 2 подводится поток ИК-излучения, создаваемый типовым ИКИ, выполненным на основе серийной галогенной лампы КГ 500 – 110; вектор ИК-излучения перпендикулярен лицевой поверхности панели; лицевая

поверхность панели состоит из набора алюминиевых пластин размером 80×80 мм.

Расчетная конфигурация 3: панель № 2 и два ИК-излучателя установлены в тепловакуумную камеру; рабочий объем тепловакуумной камеры ограничивают криогенные экраны; к лицевой поверхности панели № 2 подводится поток ИК-излучения, создаваемый двумя типовыми ИКИ, выполненными на основе серийной галогенной лампы КГ 500 – 110; вектор ИК-излучения перпендикулярен лицевой поверхности панели; один ИКИ установлен вдоль левой короткой стороны панели, второй ИКИ – вдоль правой; лицевая поверхность панели состоит из набора алюминиевых пластин размером 80×80 мм.

По результатам расчетов теплового состояния панели № 2 для условий космического пространства и воздействия солнечного излучения распределение поглощенных солнечных потоков – равномерное, 411 Вт/м², температура алюминиевых пластинок составляет 288 К.

Результаты расчетов для второй расчетной конфигурации приведены на рис. 10, 11.

Уровень поглощенных тепловых потоков, создаваемых единственным ИК-излучателем при напряжении 75 В

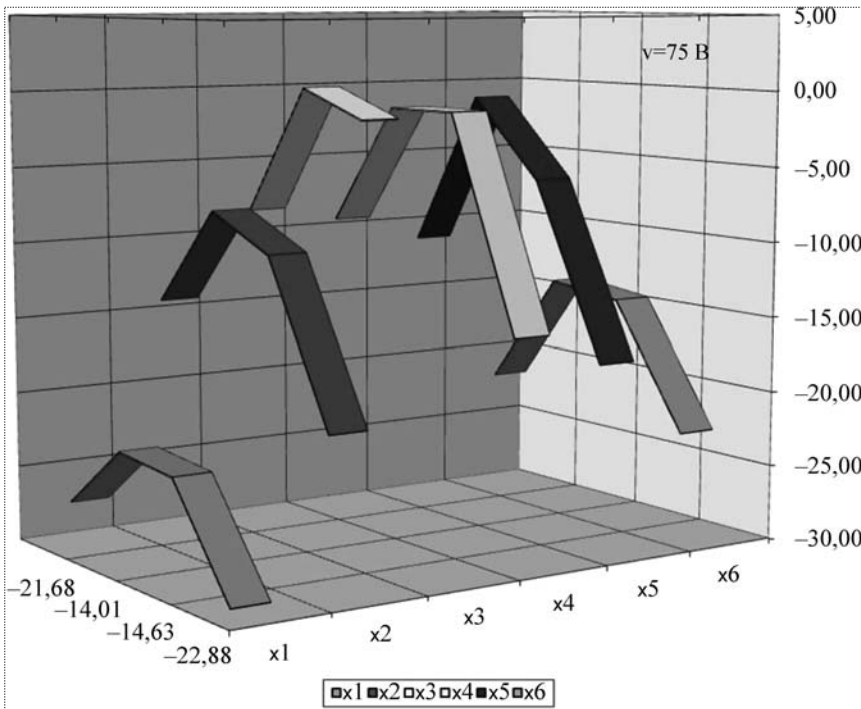


Рис. 8. Распределение температуры по панели № 2 в процессе тепловакуумных испытаний

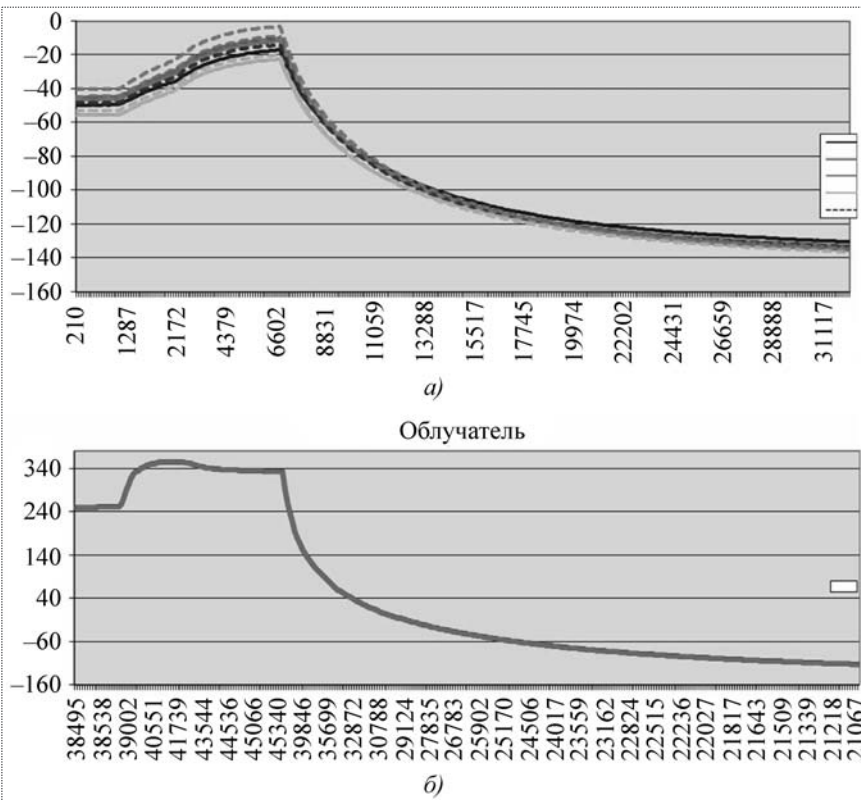


Рис. 9. Динамика изменения температуры на элементах конструкции панели № 2 (а) и температуры отражателя ИК-излучателя (б) в процессе тепловакуумных испытаний

на лампе, составляет $\approx 230 \text{ Вт/м}^2$. При этом картина распределения поглощенных потоков следующая:

распределение потоков по поверхности модельного объекта симметрично относительно осей симметрии, картина распределения потоков совпадает с расчетной;

неравномерность характеризуется минимальным значением, равным $168,6 \text{ Вт/м}^2$, и максимальным значением $268,5 \text{ Вт/м}^2$ – поле неравномерное;

температурное поле отражает характер распределения поглощаемых панелью внешних потоков и совпадает с расчетным, средняя температура около 258 К .

При подаче максимальной мощности на ИК-излучатель поглощаемые поверхностью модельного объекта внешние потоки могут увеличиться на $\approx 130 \text{ Вт/м}^2$ и достигнуть значения 350 Вт/м^2 (т.е. мощности одного ИК-излучателя недостаточно для воспроизведения заданных значений поглощенных солнечных потоков).

Результаты статистического и теплового моделирования показывают, что при расстоянии ИК-излучателя от подстилающей поверхности, равном 400 мм , практически 90% излучения укладывается на площадке размером $500 \times 500 \text{ мм}$. При этом излучательные характеристики ИКИ (см. рис. 6, б) позволяют обеспечить достаточно высокую точность воспроизведения картины поглощенных панелью № 2 солнечных потоков при использовании трех ИКИ.

Подтверждена возможность использования серийных галогенных ламп КГ 110 – 500 в качестве излучающих элементов источников ИК-излучения с металлическим отражателем для создания адаптивных схем имитаторов инфракрасного излучения.

Светотехнические и энергетические параметры разработанного типового источника ИКИ, выполненного на базе серийной галогенной лампы

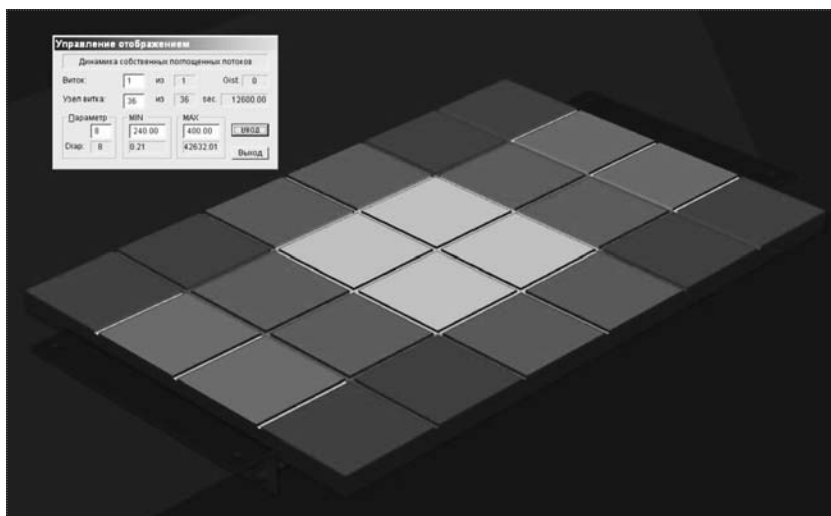


Рис. 10. Результаты расчета поглощенных поверхностью панели № 2 модельного объекта лучистых потоков, создаваемых типовым ИКИ

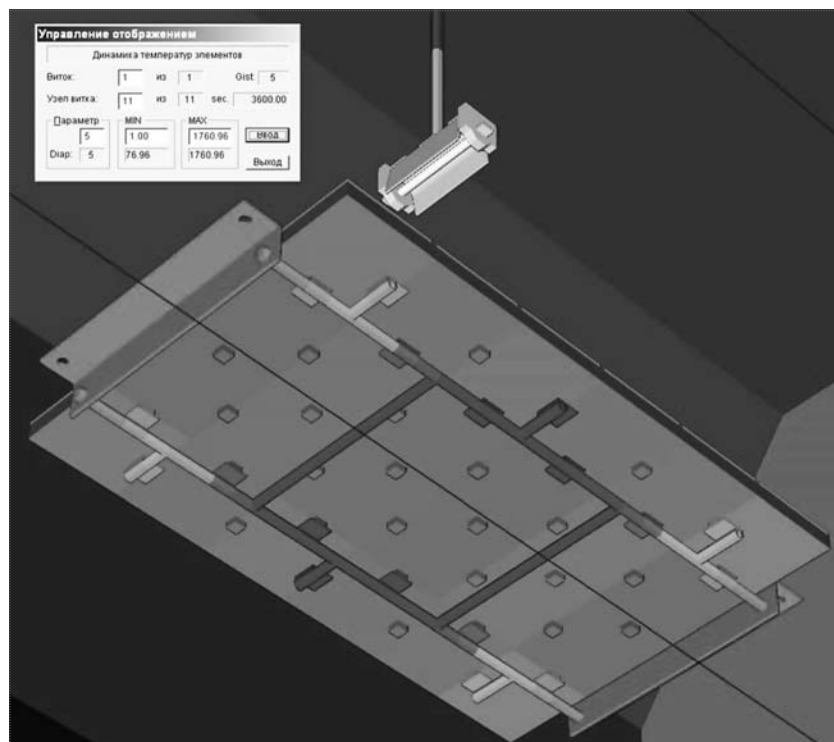


Рис. 11. Результаты тепловакуумных испытаний панели № 2 модельного объекта

КГ 110 – 500, позволяют рекомендовать его для использования в процессе проведения тепловакуумных испытаний на установке ВК 600/300 взамен ИК-излучателя ИЭТ-29.

Разработаны программный комплекс и методика теплового математического моделирования сложных объектов, включая источники излучения.

Разработанная конструкция модельного объекта позволила осуществить экспериментальную отработку алгоритмов тепловых и светотехнических расчетов, а также методики моделирования и уточнения тепловых моделей по результатам тепловакуумных испытаний.

Библиографический список

1. Ульянов В.А., Новиков С.Б. и др. Руководство для конструкторов по обеспечению тепловых режимов. Т. 5. Методы и средства экспериментальной отработки систем обеспечения теплового режима летательных аппаратов. М.: Изд. ГОНТИ №1, 1991.

2. ОСТ 92-4758–87 Объекты космические. Порядок подготовки и проведения тепловакуумных испытаний / В.А. Ульянов, С.Б. Новиков и др. Изд. НИИХиммаш, 1987.

3. ОСТ 92-9698–91 Средства орбитальные. Методы испытаний при тепловой обработке / В.А. Ульянов Изд. НИИХиммаш, 1991 г.

4. Технический отчет по результатам тепловакуумных испытаний экспериментального изделия 7М17КС серии 22107 в составе ЭУ-522 на установке КВИ. Изд. НИИХиммаш, 1986.

5. Технический отчет по результатам тепловакуумных испытаний вертикального оперения изделия 11Ф35 // Отчет 650-02–85. Изд. НИИХиммаш, 1985.

6. Технический отчет по результатам тепловакуумных испытаний изд.11Ф664 на установке КВИ // Отчет 650-01–89. Изд. НИИХиммаш, 1989.



ШИБАНОВ
Александр Артурович –
начальник сектора
НИО-512 НИЦ РКП,
кандидат техн. наук



АГАРКОВ
Анатолий Федорович –
ведущий инженер
НИО-512 НИЦ РКП



НАРИЖНЫЙ
Александр Афанасьевич –
ведущий научный
сотрудник НИО-512 НИЦ
РКП, кандидат техн. наук

Оптимизация по высокочастотной устойчивости горения конструктивных параметров форсунок для камер ЖРД методами огневого моделирования

А.А. Шибанов, А.Ф. Агарков, А.А. Нарижный

Изложены основные принципы разработанной и применяющейся в НИЦ РКП методики физического моделирования для оперативной экспериментальной оценки в упрощенных модельных условиях лучших вариантов смесительных головок и демпфирующих устройств по высокочастотной устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД. Методика предусматривает проведение огневых модельных испытаний одиночных натуральных форсунок или групп однотипных форсунок с определением границ областей автоколебаний (областей неустойчивости) с последующим пересчетом модельных режимных параметров на натурные режимы. В качестве показателя запаса устойчивости при сравнительных оценках используется безразмерный параметр, характеризующий удаленность моделируемого натурального режима работы камеры сгорания от границы области неустойчивости.

A.A. Shibyanov, A.F. Agarkov, A.A. Narizhny. Optimization Of Design Parameters Of Injectors Intended For LRE Combustion Chambers By Fire Modeling To Enhance High-Frequency Combustion Stability Characteristics

The paper describes basic principles of a physical modeling technique developed and employed at NITs RKP to provide quick experimental evaluation of injector heads and damping baffles under simplified model conditions in order to ascertain a better design thereof in terms of high-frequency combustion stability in LRE combustion chambers. The technique involves conducting of hot-fire model tests of single full-scale injection elements or a group of one-type injection elements aimed at determining boundaries of self-oscillation regions (instability boundaries) with subsequent scaling up of model operating parameters to actual operating conditions. In carrying out a comparative evaluation a dimensionless parameter is used as the stability margin figure that characterizes the remoteness of the actual operating condition being modeled from the instability region boundary.

Несмотря на имеющийся в настоящее время большой опыт создания жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) проблема организации устойчивого рабочего процесса в камере сгорания с высокой полнотой сгорания для вновь разрабатываемых изделий продолжает оставаться актуальной. Как правило, приходится сталкиваться с необходимостью устранения акустических колебаний поперечных мод. Очевидно, что выносить решение проблемы обеспечения устойчивости на дорогостоящие стендовые испытания камер сгорания и двигателей экономически нецелесообразно. Это диктует необходимость широкого использования на практике полуэмпирических методов, позволяющих оперативно и с малыми затратами получать информацию об устойчивости горения в упрощенных модельных условиях желательно на установках лабораторного типа.

Анализ проводившихся в 1960–1970-х гг. исследовательских работ, посвященных разработке эффективных методов физического моделирования неустойчивости горения в ЖРД, показал, что имеют место два принципиально различных подхода к методике моделирования неустойчивости горения. Различие заключалось, главным образом, в выборе давления в модельной камере сгорания.

Точка зрения сторонников подхода к моделированию при высоких (натурных) давлениях, развиваемого главным образом в США [1], заключается в том, что при выборе модельных режимов работы камеры сгорания и ее облика надо в точности сохранить натурные условия смесеобразования и горения и ограничиться имитацией лишь акустических условий путем сохранения в модельной камере сгорания натуральных значений частот акустических колебаний и близости конфигураций акустических полей. Этот подход автоматически требует сохранения при моделировании натурального давления в модельной камере сгорания, натуральных компонентов топлива, натуральных смесительных элементов (с уменьшением их числа), натуральных массовых расходов компонентов в расчете на одну форсунку. Облик модельной камеры сводится как бы к вырезке из натурной камеры определенного пространства, в котором сохраняются натурные условия протекания рабочего процесса во взаимодействии с натурными акустическими частотами. Камера сгорания может быть цилиндрической, кольцевой, секторной, квадратной, прямоугольной (двумерной) или иметь Т-образную форму. Для нахождения границ областей неустойчивости в модельных камерах сгорания изменяются расходы компонентов и в реакционный объем камер вносятся импульсные возмущения.

Основной общий недостаток рассмотренного подхода к моделированию заключается в назначении высокого (натурного) давления в модельной камере, следствиями которого являются, как известно, большой уровень амплитуд колебаний и виброперегрузок, возрастание тепловых потоков в стенку, способных вызвать прогары, большие материальные затраты на изготовление модельных установок. При проведении модельных испытаний возбуждение в камере высокочастотных колебаний давления приводит к тем же последствиям, что и при натуральных испытаниях двигателей, только все это происходит на фоне уменьшенных в 5–10 раз значений тяг и суммарных массовых расходов компонентов.

Следовательно, рассмотренная концепция использования в модельной камере высокого (натурного) давления не позволяет значительно упростить и удешевить проведение модельных испытаний по сравнению с натурными, что противоречит общему требованию методики приближенного моделирования, которое заключается в том, что физическая модель должна не только правильно отражать изучаемый реальный процесс, но и в то же время быть существенно менее сложной, чем сам натуральный объект. Поскольку в камерах сгорания мощных российских ЖРД уровень среднего давления в камере сгорания является высоким (около 150...250 кгс/см², а в газогенераторах примерно в два раза выше), то это не позволяло применять и раз-

вивать рассмотренный подход к моделированию при высоких давлениях для ускорения и удешевления доводочных работ по высокочастотной устойчивости горения в камерах сгорания и газогенераторах ЖРД.

В этой связи большой практический интерес представлял альтернативный подход к моделированию условий возбуждения автоколебаний – к моделированию при низком внутрикамерном давлении, близком к атмосферному [2, 3, 4]. Этот подход был принят в России в качестве основного для проведения исследований неустойчивости горения. Точка зрения сторонников этого подхода заключается в том, что вся сложность исследования высокочастотной неустойчивости горения как раз и состоит в высоком уровне среднего давления в камере сгорания, поэтому надо устранить это препятствие, т.е. перейти к как можно более низким уровням давления в модельной камере, и в пределе – к атмосферному давлению $P_k \approx 1,0 \text{ кгс/см}^2$. При этом основные режимные параметры, определяющие неустойчивость рабочего процесса – скорость истечения компонентов из форсунок и, следовательно, объемные расходы компонентов – должны быть на уровне их натуральных значений: $Q = \dot{m} / \rho \approx \text{idem}$. Низкие средние давления (например, в модельной камере натуральных размеров) могут быть получены только за счет использования малых массовых расходов \dot{m} , поэтому, если давление P_k и расход компонентов \dot{m} уменьшаются, скажем, в 100 раз, то условие $Q \approx \text{idem}$ требует, чтобы плотность компонентов уменьшилась примерно во столько же раз. Жидкостей с такой малой плотностью в природе не существует. Отсюда однозначно вытекает необходимость использования для модельных испытаний камер газообразных компонентов, вследствие их малой плотности при низком, в том числе атмосферном давлении.

Применение в качестве модельного компонента вместо газа эмульсии с легко регулируемой в широких пределах плотностью оказалось неприемлемым, так как при транспортировке эмульсии по тракту сложной формы (в предфорсуночных полостях и в каналах форсунок) происходит сепарация газообразной и жидкой фаз.

Подтверждением возможности использования газообразных компонентов при моделировании неустойчивости горения служит то обстоятельство, что в практике создания российских ЖРД преобладают двигатели с высоким уровнем внутрикамерного давления, а в камерах сгорания схемы типа "газ–жидкость" один компонент уже является газообразным. Высокий уровень давления в натуральных условиях и высокий температурный уровень в зоне горения способствуют интенсивному протеканию процессов испарения и химического взаимодействия. Кроме того, жидкие ком-

поненты топлива (в том числе и в камере схемы "жидкость—жидкость") подаются в камеру в условиях сверхкритических значений давления и близких к сверхкритическим температур. Известно, что при сверхкритических значениях давления и температуры жидкие компоненты по своим свойствам приближаются к плотному газу, поэтому процессы дробления, распыла, испарения становятся неопределяющими в общем комплексе физико-химических превращений топлива. Скорость протекания рабочего процесса в этом случае определяется и может моделироваться скоростью процессов перемешивания газовых потоков горючего и окислителя.

Принятая концепция методики моделирования неустойчивости горения. В условиях работы модельной камеры сгорания при низком давлении на газообразных компонентах топлива выход камеры на неустойчивый режим работы принципиально может осуществляться двумя различными путями в соответствии с выбранным способом изменения объемных расходов ($Q = \text{var}$), приводящего к изменению скорости истечения компонентов из форсунок ($U = \text{var}$) — основного параметра, влияющего на устойчивость:

1) при $P_k \approx 1,0 \text{ кгс/см}^2 = \text{const}$ и $\rho \approx \text{const}$ за счет $\dot{m} = \text{var}$;

2) при $P_k \geq 1,8 \text{ кгс/см}^2 = \text{var}$ (в диапазоне $P_k \approx 1,8...6,0 \text{ кгс/см}^2$) и $\rho \approx \text{var}$ при $\dot{m} = \text{const}$.

При выборе первого способа выход на неустойчивый режим осуществляется за счет изменения массового расхода компонентов ($\dot{m} = \text{var}$), что при практически постоянной плотности ($\rho \approx \text{const}$) эквивалентно изменению объемных расходов ($Q = \text{var}$). При выборе второго способа выхода на неустойчивый режим изменение объемного расхода компонентов осуществляется за счет изменения плотности газа ($\rho \approx \text{var}$), изменяющейся с изменением среднего давления в модельной камере ($P_k = \text{var}$) путем изменения при постоянном массовом расходе ($\dot{m} = \text{const}$) площади критического сечения сопла ($F_{кр} = \text{var}$) с помощью установленного в центре сопла подвижного охлаждаемого конуса.

Выбор того или иного способа определения границ областей неустойчивости, по положению которых делается вывод о тенденциях влияния на устойчивость рабочего процесса исследуемого конструктивного параметра форсунок, определяется желанием и возможностями экспериментатора. Вместе с тем очевидно, что техническая реализация первого способа более проста.

Модельные испытания при низком внутрикамерном давлении полноразмерных смесительных головок ЖРД. Впервые в России метод моделирования при низком давлении, близком к атмосферному, был применен в начале 1960-х гг. под руководством доктора техниче-

ских наук В.Е. Дорошенко (ЦИАМ) для сравнительной оценки по высокочастотной устойчивости горения различных вариантов полноразмерных смесительных головок с форсунками камер ЖРД схемы "газ—жидкость" [2]. Натурные двигатели работали на компонентах АТ+НДМГ. В модельных экспериментах в качестве окислителя использовался подогретый воздух (имитировавший окислительный генераторный газ), а в качестве горючего — пары бензина. Модельные компоненты подавались в соответствующие полости смесительных головок. Для модельных испытаний изготавливались специальные смесительные головки, в форсунках которых был уменьшен диаметр отверстий горючего по сравнению с натурным значением, т.е. при моделировании имело место вмешательство в геометрию исследуемых форсунок. Это делалось для того, чтобы при использовании выбранных модельных компонентов топлива обеспечить одинаковое с натурной камерой распределение внедряющихся струй горючего в сносящий воздушный поток при одинаковых значениях коэффициента избытка окислителя ($\alpha = \text{idem}$). Принималось, что чем выше расположена граница области неустойчивости горения в координатах массовый расход \dot{m}_Σ — коэффициент избытка окислителя α , тем большим запасом устойчивости обладает рабочий процесс с данным вариантом смесительной головки. Выполнялась только качественная (сравнительная) оценка устойчивости. Задача количественного переноса модельных результатов на натурные режимы тогда не ставилась.

Изложенный подход к методике модельных испытаний полноразмерных смесительных головок при низком внутрикамерном давлении на газообразных компонентах топлива получил развитие и совершенствование в работах НИЦ РКП (НИИХиммаш) [3, 4]. Они заключались в попытках обеспечить большее приближение модельных условий протекания рабочего процесса к натурным с тем, чтобы было проще осуществить количественный перенос границ областей неустойчивости с модельных режимов на натурные. Приближение достигалось различными приемами с учетом особенностей исследуемой системы смесеобразования и акустических факторов. Например, для отработывавшегося в тот период двигателя 15Д117 (конструкции КБ Энергомаш) это достигалось [4]:

применением для модельных испытаний полноразмерных камер сгорания натуральных компонентов топлива АТ+НДМГ в виде окислительного и восстановительного генераторных газов (для обеспечения идентичности с натурными собственными частотами в камере: $f_k = \text{idem}$), а также полноразмерных смесительных головок, укомплектованных форсунками полностью натурной геометрии;

разбавлением (балластировкой) окислительного газа инертным газом (N_2) и выбором предельно низкой температуры восстановительного газа ($t_b \approx 135$ °С) для обеспечения при $\alpha = idem$ идентичности критерия $q = \frac{U_r}{U_o} \left(\frac{\rho_r}{\rho_o} \right)^{0,5}$ для моделирования смесеобразования и горения (U_r , U_o и ρ_r , ρ_o – скорости и плотности горючего и окислителя соответственно);

выбором соответствующей температуры окислительного газа для обеспечения идентичности соотношения скоростей звука в камере C_k и в каналах форсунок C_o : $\bar{C} = C_k / C_o = idem$ для моделирования акустических свойств газовых каналов.

Таким образом, критерии α , q , \bar{C} были приняты в качестве определяющих критериев подобия при моделировании акустической неустойчивости горения с частотой f_k в натурной камере сгорания схемы "газ–жидкость".

Были испытаны 17 вариантов смесительных головок. Определены тенденции влияния различных конструктивных параметров на положение границ устойчивости и выданы рекомендации по оптимизации этих параметров с точки зрения устойчивости рабочего процесса.

Были проведены экспериментальные исследования практически при атмосферном внутрикамерном давлении на натуральных компонентах АТ+НДМГ различных вариантов смесительных головок в составе полноразмерных камер сгорания двигателя 15Д79 (конструкции КБ химвавтоматики); модельные испытания полноразмерной смесительной головки камеры двигателя 11Д122 (конструкции КБ химвавтоматики) на натуральных компонентах H_2+O_2 ; восстановительный генераторный газ+ кислород (газообразный); модельные испытания полноразмерных смесительных головок двигателей 8Д515, 8Д713 (8Д724), работавших по схеме "жидкость–жидкость" (модельные окислитель и горючее использовались в виде окислительного и восстановительного генераторных газов на основе компонентов АТ+НДМГ); модельные испытания полноразмерных смесительных головок газогенератора двигателя 11Д122 на натуральных газообразных компонентах (кислород + восстановительный генераторный газ с большим избытком водорода); модельные испытания полноразмерных смесительных головок камеры сгорания двигателя РД510 (конструкции КБ Энергомаш), у которого натурная камера работала на компонентах: РГ-1 + продукты неполного разложения в газогенераторе 98 %-й перекиси водорода H_2+O_2 , а в модельных условиях использовались испаренный керосин + подогретая кислородно-воздушная смесь; модельные

испытания полноразмерных смесительных головок двигателя 8Д420 (конструкции КБ Энергомаш), выполненного по предельно замкнутой схеме "газ–газ", при этом модельная камера работала на натуральных компонентах АТ+НДМГ при низком давлении в ней: $P_k \approx 1,2...6,0$ кгс/см².

В НИЦ РКП прошли также модельные испытания полноразмерные смесительные головки с форсунками, предназначенными для работы по схемам "газ – жидкость" и "газ–газ" в составе камер диаметром $D_k = 267$ мм, работавшие на газифицированных компонентах АТ+НДМГ как при практически атмосферном внутрикамерном давлении, так и в диапазоне давлений $P_k \approx 1,5...10$ кгс/см² в камере с движущимся конусом в критическом сечении сопла.

По результатам модельных испытаний полноразмерных смесительных головок и камер сгорания накоплен обширный материал по тенденциям влияния различных факторов на высокочастотную устойчивость горения с выдачей практических рекомендаций. Вместе с тем в процессе практического применения в НИЦ РКП и совершенствования методики огневого моделирования при низком давлении с использованием полноразмерных смесительных головок и камер сгорания выявились и недостатки этой методики. Стало очевидным, что по сравнению с натурными испытаниями модельные испытания несколько дешевле, но им не хватает мобильности. Цикл изготовления для модельных испытаний полноразмерных смесительных головок натурной геометрии достаточно продолжителен, да и стоимость головок, а также испытаний полноразмерных модельных камер высокая. Поэтому был осуществлен поиск способа, который бы позволил на базе принятого подхода (принятой концепции) к моделированию при низких давлениях резко повысить оперативность получения предварительной информации по устойчивости рабочего процесса с тем или иным вариантом форсунок по результатам модельных испытаний.

Модельные испытания при атмосферном внутрикамерном давлении одиночных натуральных форсунок или групп форсунок. В итоге был предложен и прошел экспериментальную проверку метод моделирования с использованием одиночной натурной двухкомпонентной форсунки или представительной группы из однокомпонентных или двухкомпонентных форсунок, помещенных в камеру – резонатор, размеры которого подбираются таким образом, чтобы обеспечивалась близость собственных частот акустических колебаний в модельной и натурной камерах сгорания. Одиночные форсунки и блоки форсунок располагаются как можно ближе к стенке модельной камеры, чтобы обеспечивались благоприятные условия для возбуждения

наиболее вероятных поперечных тангенциальных форм колебаний.

Переходу на испытания одиночных форсунок в модельных камерах предшествовал анализ данных экспериментов, выполненных в ЦИАМ на гомогенной смеси с решетками-головками, у которых до 3/4 отверстий перекрывалось. При этом получалось, что на границе устойчивости объемный расход газа, приходящийся на одно отверстие решетки, сохранялся практически неизменным, т.е. скорость истечения газа сохранялась одной и той же. Это убедило в правомерности подхода к испытаниям модельной камеры с одной двухкомпонентной форсункой. Данное утверждение затем было экспериментально подтверждено в НИЦ РКП. Применение однофорсуночных модельных камер базируется на представлениях о том, что зона горения представляет собой совокупность идентичных автономно выгорающих факелов, стабилизированных в выходном сечении форсунок. Главные особенности структуры зоны горения и условия возбуждения автоколебаний определяются процессами на начальном участке этой зоны. Последнее утверждение подтверждено в специально проведенных в НИЦ РКП проверочных экспериментах. В дальнейшем метод огневых модельных испытаний одиночных двухкомпонентных форсунок оказался наиболее востребованным ввиду своей простоты, дешевизны и оперативности в получении данных по устойчивости.

Модельные огневые испытания натуральных форсунок по разработанной методике являются своего рода инструментом, который позволяет оперативно получить ответ на вопрос о том, в каком направлении изменится устойчивость рабочего процесса (улучшится или ухудшится) после внесения в конструкцию базовой форсунки того или иного изменения. Ответ на этот вопрос очень важно получить на этапе доводочных испытаний двигателя, поэтому огневые модельные испытания форсунок должны опережать и сопровождать отработку натурального двигателя. Для подтверждения достоверности результатов моделирования и возможного (при необходимости) внесения соответствующих корректив в настройку исходных модельных режимов весьма полезным является проведение сравнительного анализа показателей устойчивости, определенных в модельных и натуральных условиях работы исследуемых смесителей. Поэтому такой анализ проводился в НИЦ РКП во всех случаях, когда это представлялось возможным.

Принципиальные схемы исследовавшихся в НИЦ РКП модельных установок с полноразмерными камерами сгорания и общий вид установки представлены на

рис. 1...3, а схема установки с однофорсуночной камерой – на рис. 4. На рис. 5, 6 приведен пример одной из возможных циклограмм проведения модельных испытаний с определением границ областей неустойчивости и схема графического представления результатов модельных испытаний.

Кроме оценки положений границ областей самовозбуждения автоколебаний (границ устойчивости) с различными вариантами форсунок в последнее время получены экспериментальные данные о возможности оценки в однофорсуночных модельных камерах при атмосферном внутрикамерном давлении также реакции процесса горения на искусственные внешние импульсные возмущения давления. Этот факт дает возможность производить более полную оценку высокочастотной устойчивости процесса горения как по отношению к возмущениям на уровне внутрикамерных "шумов", так и по отношению к импульсным возмущениям давления, значительно превосходящим амплитуды естественных возмущений.

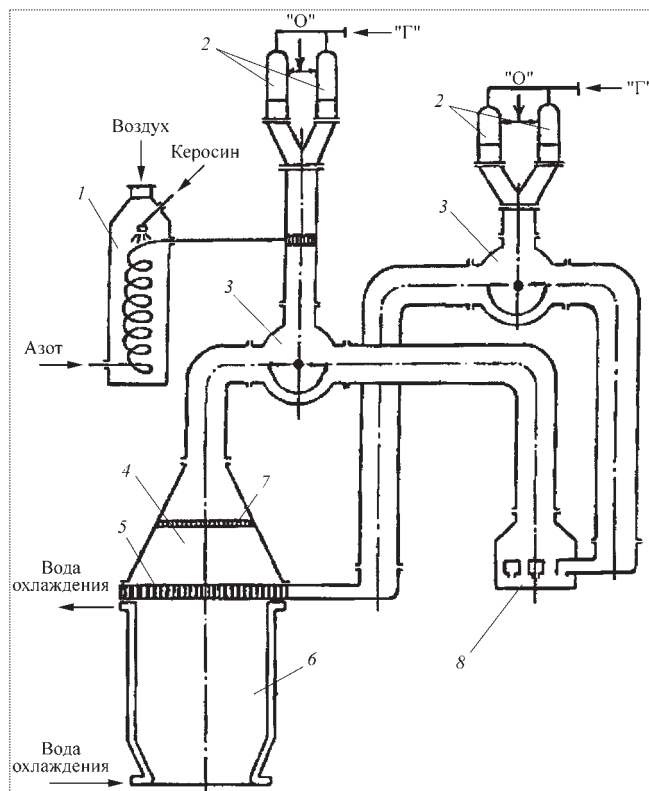


Рис. 1. Схема модельной установки с полноразмерной камерой, работающей на компонентах АТ+НДМГ по способу: $P_k \approx 1,0 \text{ атa} \approx \text{const}$; $\dot{m} = \text{var}$:

1 – теплообменник; 2 – газогенератор; 3 – газовый распределитель; 4 – газопровод; 5 – смесительная головка; 6 – камера сгорания; 7 – выравнивающая решетка; 8 – дожигатель; "О" – окислитель; "Г" – горючее

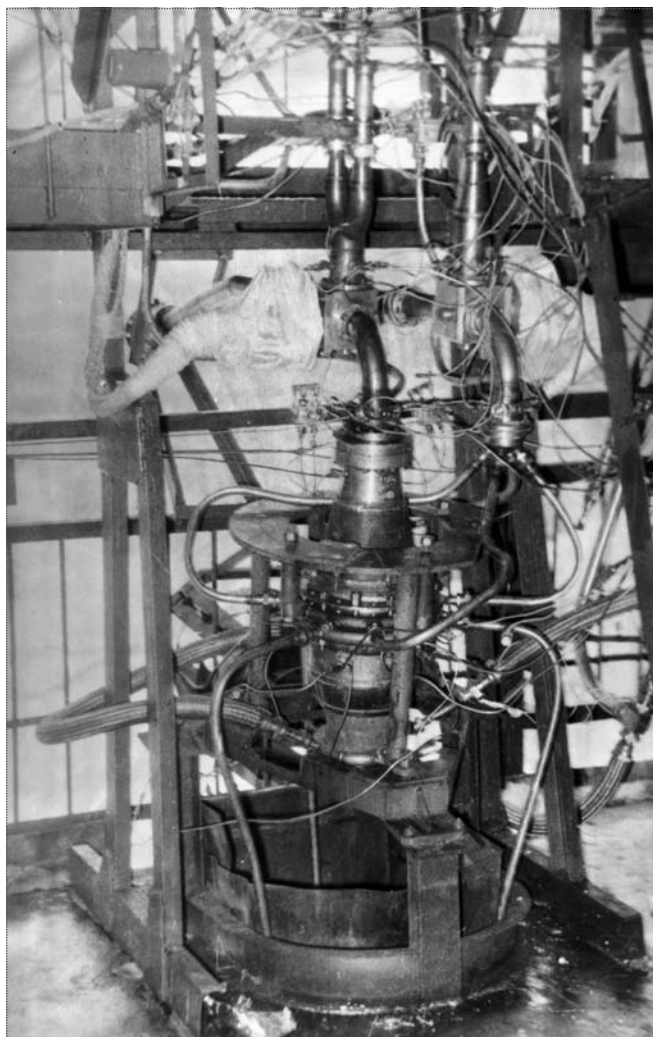


Рис. 2. Общий вид модельной установки на стенде для огневых испытаний полноразмерных смесительных головок с форсунками схемы "газ-жидкость" на компонентах АТ+НДМГ по способу: $P_k \approx 1,0 \text{ ата} \approx \text{const}$; $\dot{m} = \text{var}$

На однофорсуночных модельных установках, работающих на газообразных компонентах при атмосферном давлении в модельной камере, проведены обширные экспериментальные оценки высокочастотной устойчивости горения с различными вариантами натуральных форсунок камер и газогенераторов как применительно к отечественным и зарубежным двигателям, так и применительно к экспериментальным камерам НИЦ РКП. Так, например, выполнены экспериментальные исследования с форсунками камер и газогенераторов в двигателях: 11Д520, 11Д123, 11Д511 (конструкции КБ Энергомаш); 11Д122, 14Д123 (конструкции КБ химавтоматики); 15Д12, 11Д513 (конструкции КБ "Южное"); форсунок камеры 11-го Института (КНР); форсунок камеры конструкции ISRO (Индия); форсунок камер конструкции KARI

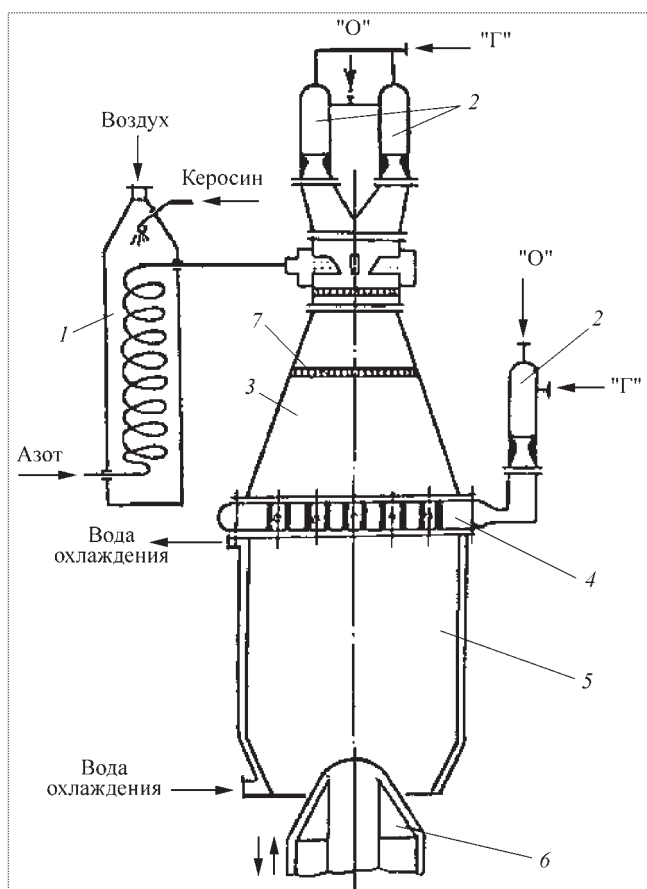


Рис. 3. Схема модельной установки с полноразмерной камерой, работающей на компонентах АТ+НДМГ по способу: $P_k = \text{var}$; $\dot{m} = \text{const}$:

1 – теплообменник; 2 – газогенераторы; 3 – газодук; 4 – смесительная головка; 5 – камера сгорания; 6 – регулирующий конус; 7 – выравнивающая решетка; "О" – окислитель; "Г" – горючее

(Республика Корея); форсунок камеры конструкции NASDA (Япония) и ИЦК (Россия). По результатам исследований выданы практические рекомендации.

Кроме исследовательских работ, выполненных применительно к отработывавшимся двигателям в конструкторских бюро, на модельных установках проведены также обширные экспериментальные исследования отдельных частных вопросов по высокочастотной устойчивости горения в ЖРД, таких, например, как вероятностный характер возбуждения колебаний при работе модельной камеры в области гистерезиса колебаний давления; влияние на устойчивость горения акустических свойств газового канала газожидкостных форсунок; самовозбуждение автоколебаний в газовых каналах форсунок; влияние на устойчивость горения конструктивных параметров демпфирующих устройств (антипульсационных перегородок, щелевых акустических поглотителей); роль различных участков зоны горения в усилении и демпфировании высоко-

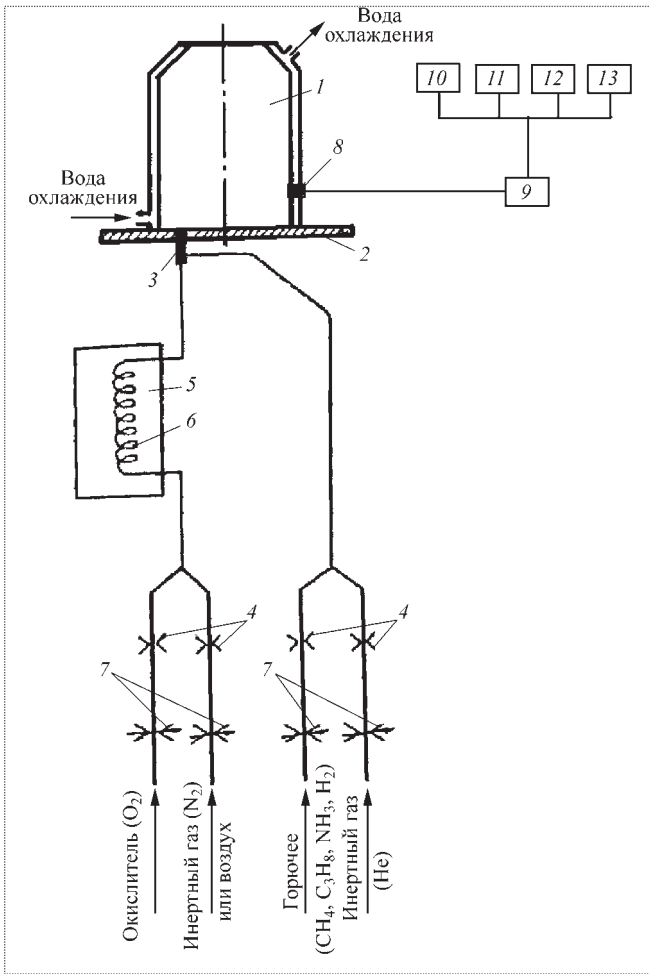


Рис. 4. Принципиальная схема однофорсуночной модельной установки, работающей по способу: $P_k \approx 1,0 \text{ ата} \approx \text{const}$; $m = \text{var}$ ($Q = \text{var}$): 1 – камера сгорания; 2 – плита; 3 – исследуемые форсунки с обвязкой; 4 – мерные сопла; 5 – муфельная печь; 6 – змеевик; 7 – дроссельные краны; 8 – датчик пульсаций давления; 9 – широкополосный усилитель; 10 – осциллограф; 11 – анализатор спектра; 12 – цифровой вольтметр; 13 – ПЭВМ

частотных колебаний давления; механизм высокочастотной неустойчивости горения, обусловленный периодическим соударением внедряющихся струй горючего в поток окислителя; влияние гармонических колебаний, поступающих в камеру из системы подачи, на усилительные свойства факела струйной форсунки с внедрением струй горючего в сносящий поток окислительного газа; возможность моделирования влияния на устойчивость горения поперечных колебаний продольными колебаниями и др.

Разработанная в НИЦ РКП методика определения границ устойчивости рабочего процесса для различных смесительных головок по результатам испытаний одиночных форсунок-представителей, которыми укомплектованы исследуемые головки, резко сокращает весь цикл работ по получению информации об устой-

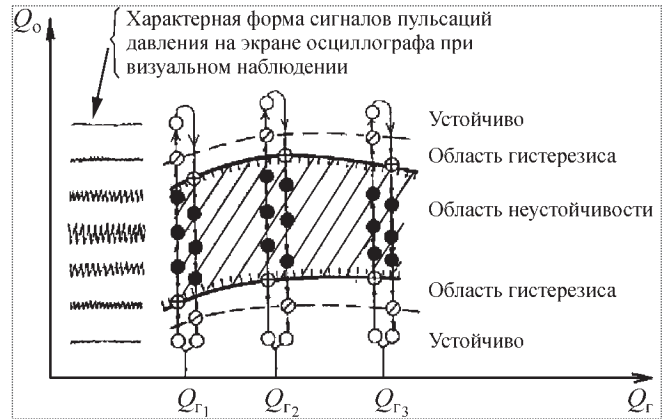


Рис. 5. Пример циклограммы определения границ областей неустойчивости на модельной установке, работающей по способу: $P_k \approx 1,0 \text{ ата} \approx \text{const}$; $m = \text{var}$ ($Q = \text{var}$)

чивости при одновременном общем сокращении материальных затрат. Изготовление однофорсуночной головки (вместо полноразмерной смесительной головки) и ее лабораторные огневые испытания примерно на один-два порядка сокращают как сроки, так и материальные затраты (по сравнению с модельными испытаниями полноразмерных смесительных головок) и дают возможность на любом этапе создания двигателя оперативно произвести экспериментальную проверку большого числа вариантов форсунок в целях выбора лучшего варианта по устойчивости рабочего процесса. Проведение модельных испытаний полноразмерных смесительных головок может быть оправдано только в исключительных случаях, например на завершающей стадии модельных испытаний одиночных форсунок для повышения точности оценки положения границ устойчивости в модельных условиях. В этом случае на огневых модельных испытаниях может быть исследовано весьма ограниченное число вариантов полноразмерных смесительных головок, укомплектованных

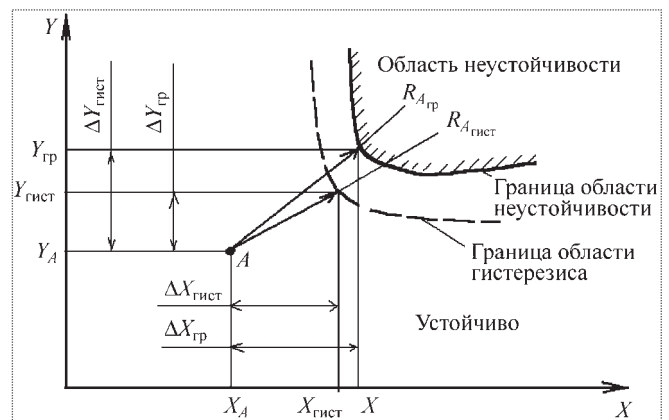


Рис. 6. Схема к методике определения параметрического показателя запаса устойчивости R (A – рабочая точка натурального режима)

форсунками, показавшими лучшие характеристики при автономных огневых испытаниях, а также форсунками, конструкция которых затрудняет проведение их автономных испытаний.

О выборе параметрических критериев подобия для моделирования неустойчивости горения. Для количественного переноса результатов модельных испытаний на натурные режимы потребовалась разработка параметрических критериев устойчивости, позволяющих исследователю более четко ориентироваться при назначении исходных модельных режимов и более точно экстраполировать на натурные режимы результаты моделирования. С использованием выбранных критериев подобия результаты модельных испытаний с определением границ областей неустойчивости могут пересчитываться на натурные режимы и представляться на графиках в привычных для конструктора координатах: $\dot{m}_z - \alpha$ или $P_k - \alpha$.

При моделировании неустойчивости горения с использованием газообразных компонентов предполагается, что лимитирующей величиной процесса горения является скорость смещения окислителя и горючего; динамические свойства зоны горения определяются временем смещения $\tau_{см} \approx \tau$. Для обеспечения подобия процессов смещения в общем случае используются следующие приемы выбора модельных режимов:

разбавление (балластировка) одного из модельных компонентов инертным газом (N_2 , He);

смешение модельных горючих различной плотности (метан, пропан);

подогрев или охлаждение модельных компонентов до температур, обеспечивающих близость соотношения плотностей окислителя и горючего: $\rho_o / \rho_r = idem$.

При этом должна быть обеспечена идентичность условий стабилизации основания факела на выходе из форсунок (на кромках форсунок или в зоне обратных токов – "приподнятый факел").

Расчетные оценки с использованием энергетического метода показали, что в большинстве случаев существует своего рода автомодельность по энергетическому критерию подобия, поэтому при приближенном моделировании допустимо не соблюдать идентичность по этому критерию. Тогда в качестве единственного критерия устойчивости при приближенном моделировании может выступать фазовый критерий типа $\Omega = (\tau f_k)^{-1} = \frac{U}{L_{з.г} f_k}$, а при условии $f_k = idem$ – время запаздывания $\tau_{з.г} = L_{з.г} / U$. Здесь $L_{з.г}$ – характерная длина зоны горения или пропорциональный ей параметр.

Для графического представления положения границ устойчивости обычно используются следующие координаты:

по оси у: определяемый критерий $\Pi_1 = \Omega$;

по оси х: $\Pi_{2,3,\dots,n}$ – один из наиболее подходящих определяющих критериев, характеризующий условия однозначности.

В большинстве случаев в качестве главного определяющего критерия для моделирования массообмена применяется критерий $\Pi_2 = q = \frac{U_2}{U_1} \left(\frac{\rho_2}{\rho_1} \right)^{0,5} = idem$ при $\alpha = idem$.

Таким образом, принятый нами экспериментальный способ получения предварительной экспресс-информации о режимных параметрах в натурной камере сгорания на границе устойчивости по результатам огневых испытаний полноразмерных смесительных головок или натуральных форсунок в модельных условиях (при низком давлении на газообразных компонентах) основывается на моделировании, главным образом, фазовых условий возбуждения автоколебаний, т.е. на моделировании тех условий, которые предусмотрены критерием Релея. Этот критерий, следовательно, является определяемым критерием при моделировании. Одновременно при выборе модельных режимных параметров в максимальной возможной степени должна быть соблюдена идентичность определяющих критериев, от которых зависят условия однозначности, или же соблюдена автомодельность по некоторым из критериев.

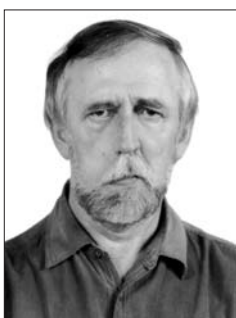
Таким образом, выполнен критический анализ опыта проведения в ФКП "НИЦ РКП" исследований высокочастотной неустойчивости горения в модельных камерах сгорания, работающих на газообразных компонентах при низком внутрикамерном давлении. По результатам анализа выдана практическая рекомендация по выбору наиболее приемлемой методики физического моделирования для оперативной экспериментальной оценки в упрощенных модельных условиях лучших вариантов форсунок и демпфирующих устройств по высокочастотной неустойчивости горения в камерах сгорания ЖРД. Методика предусматривает проведение огневых модельных испытаний одиночных натуральных форсунок или групп форсунок, а также моделей демпфирующих устройств с определением границ областей неустойчивости и последующим пересчетом модельных режимных параметров на натурные режимы.

Библиографический список

1. **Неустойчивость** горения в ЖРД / под ред. Д.Т. Харрье и Ф.Г. Рирдона / пер. с англ. М.: Мир, 1975.
2. **Дорошенко В.Е., Зайцев С.Ф., Малинин Б.И.** Исследование устойчивости и эффективности процесса горения в модельных камерах ЖРД замкнутой схемы. ТО. ЦИАМ. 1963.
3. **Шибанов А.А.** Оценка высокочастотной неустойчивости в камерах ЖРД замкнутой схемы по результатам модельных испытаний. НТО. НИИХиммаш. 1968.
4. **Шибанов А.А.** Моделирование при низком давлении высокочастотной неустойчивости горения в ЖРД. НТО. НИИХиммаш. 2003.



ДЕНИСОВ
Константин Петрович –
заместитель
генерального директора
по науке НИЦ РКП,
доктор техн. наук



ИВАНОВ
Валентин Николаевич –
ведущий инженер
НИЦ РКП



ПИКАЛОВ
Валерий Павлович –
начальник
научно-исследовательского
отдела НИЦ РКП,
кандидат техн. наук

Параметрический метод оценки устойчивости горения к высокочастотным колебаниям давления

К.П. Денисов, В.Н. Иванов, В.П. Пикалов

Представлены основные принципы метода оценки устойчивости горения в камере сгорания жидкостных ракетных двигателей к высокочастотным колебаниям давления. Оценка запаса устойчивости основывается на экспериментальном определении показателей устойчивости и их сравнении с допустимыми предельными значениями. В качестве показателей устойчивости используются декремент малых колебаний, определяемый по акустическому шуму горения, и время релаксации отклика процесса горения на искусственное импульсное возмущение.

K.P. Denisov, V.N. Ivanov, V.P. Pikalov. Parametric Method of Rating of Combustion Stability to High-Frequency Oscillation

Main principles of procedure for the rating of liquid rocket combustion chamber process stability to high-frequency (acoustic) oscillation are presented. The rating of stability margin is based on experimental determination of stability characteristics and their comparison with limit allowable values. Small-amplitude oscillation decrement determined from combustion natural acoustic noises, as well the relaxation time of combustion process response to pulsed artificial disturbance are used as stability characteristics.

Обеспечение устойчивости горения в камерах и газогенераторах жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) по отношению к высокочастотным колебаниям давления продолжает оставаться проблемой, во многом определяющей содержание и объем отработки двигателей.

Современное состояние теории горения не позволяет проводить априорные оценки устойчивости рабочего процесса, например, на этапе проектирования двигателя. В этой связи большое значение приобретают экспериментальные методы оценки устойчивости. Методика оценки устойчивости горения на этапе экспериментальной отработки ЖРД разработана в ФКП "НИЦ РКП" совместно с другими ведущими предприятиями ракетной отрасли.

Задачи и методы оценки устойчивости горения. Основной задачей оценки устойчивости горения в жидкостных ракетных двигателях является определение склонности камеры сгорания к самопроизвольному возбуждению и поддержанию регулярных высокочастотных колебаний давления, приводящих к потере работоспособности двигателя.

Исторически раньше других появился метод оценки устойчивости рабочего процесса по результатам анализа достаточно большого количества испытаний двигателей данного типа (в процессе отработки) [1]. В соответствии с этими оценками более «устойчивым» считался такой конструктивный вариант двигателя, при испытаниях которого не отмечалось (либо отмечалось меньшее число) случаев возникновения неустойчивости.

Подобный подход к оценке устойчивости впоследствии показал свою полную несостоятельность: оценка устойчивости на основании статистики исходов испытаний всего лишь показывала, насколько редки случаи появления неустойчивости в реализованном диапазоне изменения режимных параметров. Факт

устойчивой работы ЖРД в большом числе огневых испытаний не исключал возможности появления неустойчивости, а только свидетельствовал о малой вероятности появления условий, в которых возможна дестабилизация процесса горения.

В частности, по результатам подобной оценки практически невозможно предсказать, как изменится устойчивость рабочего процесса при изменении конструкции камеры сгорания или области режимных параметров. Как выяснилось в дальнейшем, многие из таких изменений способны полностью перечеркнуть ранее сделанные выводы и поставить вопрос о необходимости доработки конструкции и проведения новых дорогостоящих испытаний.

В практике разработки ЖРД имеется немало примеров, когда двигатели, показавшие высокую степень устойчивости по результатам статистических испытаний, радикально меняли свое поведение под влиянием незначительных, на первый взгляд, изменений конструкции и параметров рабочего процесса, а также условий испытаний [1].

Указанные недостатки в полной мере присущи и способу оценки устойчивости, основанному на экспериментальном определении границ области самовозбуждения автоколебаний в координатах режимных параметров. Как правило, в условиях ЖРД эти границы либо вообще не могут быть достигнуты, либо плохо воспроизводятся [2].

К концу 1960-х гг. в ракетной отрасли оформился параметрический метод оценки устойчивости, основанный на количественной оценке показателей устойчивости. В данном случае в качестве инструмента диагностики неустойчивости горения используются естественные и искусственные возмущения давления [3, 4].

В соответствии с данным методом возможные режимы возникновения высокочастотных автоколебаний были разделены на "мягкие" (линейная неустойчивость) и "жесткие" (нелинейная неустойчивость). Для каждого из этих режимов устанавливались соответствующие показатели устойчивости и на основе систематизации накопленного опыта назначались их предельные значения, при которых гарантировалась бы устойчивая работа двигателя.

Физические аспекты параметрического метода оценки устойчивости горения. Исследования динамики рабочего процесса в камерах

сгорания в модельных и натуральных условиях в значительной мере стимулировали разработку параметрического метода оценки устойчивости путем использования естественных и искусственных возмущений. В частности, было установлено, что на устойчивых стационарных режимах работы двигателя сигналы датчиков пульсаций давления, установленных в реакционном объеме камеры сгорания, имеют характер гауссовского случайного шума, спектр мощности которого представляет суперпозицию широкополосного фона и ряда узкополосных составляющих. Центральные частоты указанных составляющих близки к собственным акустическим частотам камеры сгорания и формируются линейным образом из широкополосного шума турбулентного горения (рис. 1).

Для линейной колебательной системы эффективная ширина пика спектральной плотности мощности узкополосных составляющих пропорциональна коэффициенту потерь δ_i или декременту $\vartheta_i = \delta T_i$ колебательной системы (в данном случае камеры сгорания) на собственной частоте $f_i = 1/T_i$ [3]. Нелинейные свойства процесса горения проявляются, как правило, только в случае достаточно больших возмущений давления.

В рамках линейной диагностической модели декремент малых колебаний на собственных частотах камеры сгорания (КС) является показателем линейной устойчивости процесса горения, поскольку по определению [2]

$$\vartheta = \delta T = \frac{E_d - E_r}{2E}. \quad (1)$$

Здесь E_d – акустическая энергия, диссипируемая колебательной системой за период колебаний T ; E_r – акустическая энергия, генерируемая колебательной

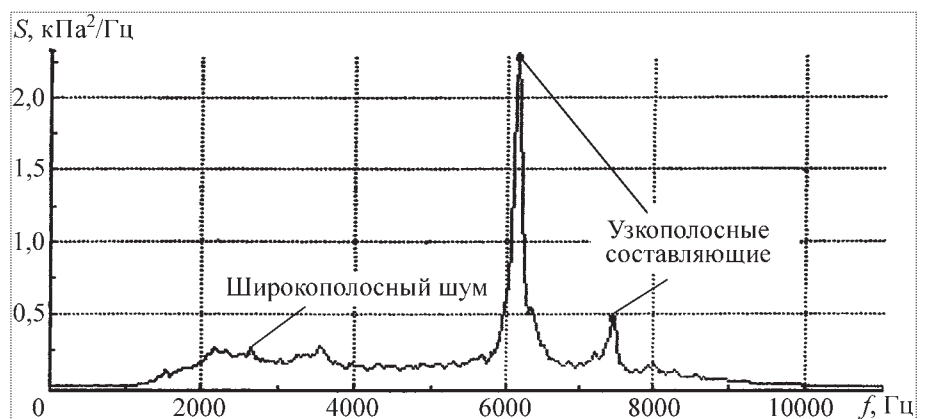


Рис. 1. Спектральная плотность мощности внутрикамерного шума

системой за период T ; E_3 – акустическая энергия, запасенная в системе за период T .

В основе оценки устойчивости рабочего процесса по естественным возмущениям лежит тот или иной способ определения декремента системы и его сравнение с предельно допустимым значением. Преимущество использования декремента колебаний в качестве показателя запаса устойчивости обусловлено тем, что в пространстве режимных параметров двигателя на границе области устойчивости $\vartheta = 0$ по определению. Запас устойчивости возрастает при увеличении среднего значения декремента и уменьшении его флуктуаций.

В качестве примера на рис. 2 представлены экспериментальные зависимости значения декремента на частоте первой тангенциальной моды собственных акустических колебаний реакционного объема КС от суммарного расхода компонентов топлива при приближении к границе устойчивости.

Представление динамических свойств камеры сгорания с помощью линейной диагностической модели допустимо при относительно малых уровнях колебаний давления. С ростом амплитуды колебаний коэффициент потерь δ становится зависящим от амплитуды формы колебаний и линейная диагностическая модель становится неадекватной [2].

Следствием нелинейности динамических характеристик процесса горения является возможность реализации бистабильных динамических состояний. Пример неоднозначной (гистерезисной) зависимости амплитуды колебаний давления от режимного параметра (суммарного расхода топлива) показан на рис. 3.

Подобными свойствами обладают потенциально автоколебательные системы с жестким режимом воз-

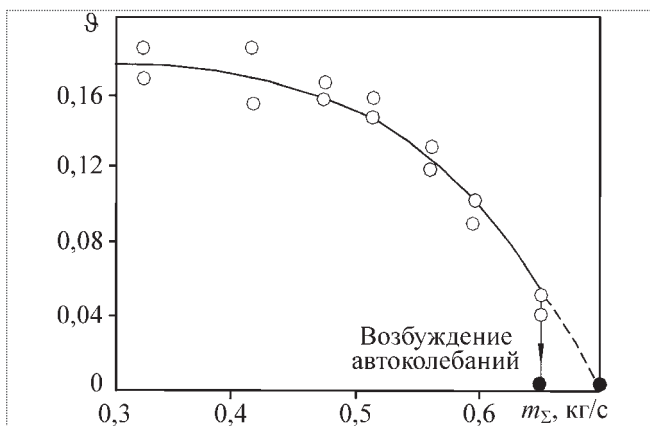


Рис. 2. Изменение декремента колебаний ϑ при приближении суммарного расхода компонентов к границе устойчивости

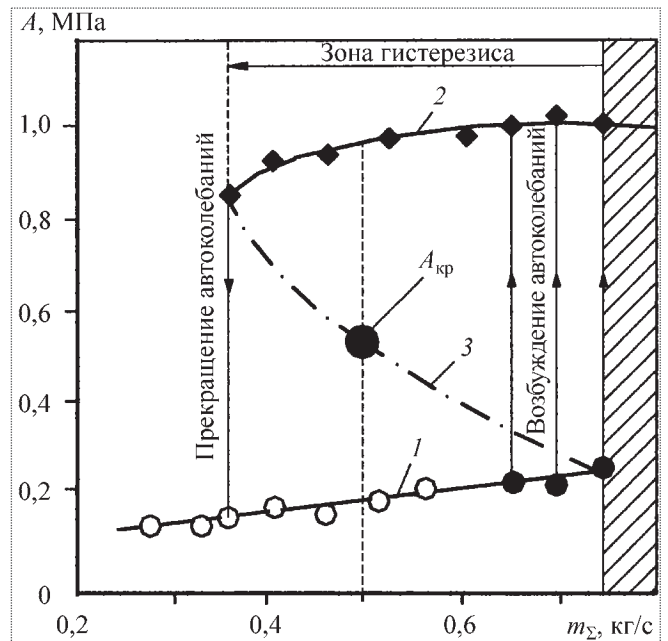


Рис. 3. Бифуркационная диаграмма камеры сгорания: 1 – узкополосный шум; 2 – автоколебания на устойчивом предельном цикле; 3 – линия неустойчивых предельных циклов (произвольно)

буждения автоколебаний. Изначально такие системы, находясь в условно устойчивом (шумовом) состоянии в области гистерезиса по режимным параметрам, способны переходить в автоколебательное состояние под действием импульсного возмущения, если амплитуда отклика на возмущение превысит некоторое критическое значение $A_{кр}$. В данном случае $A_{кр}$ соответствует амплитуде неустойчивого предельного цикла ($A_{нпц}$) автоколебаний при $m_{\Sigma} = 0,5$ кг/с.

Способность рабочего процесса в КС к жесткому возбуждению автоколебаний была подтверждена на натурных двигателях, работающих как по схеме с дожиганием генераторного газа, так и по схеме без дожигания при вводе в камеру сгорания искусственных возмущений путем подрыва зарядов взрывчатого вещества.

Так как процесс горения сопровождается акустическим шумом, а также наличием микровзрывов или возмущений той или иной природы, то всегда имеется отличная от нуля вероятность самопроизвольного возбуждения автоколебаний на протяжении достаточно большого временного интервала работы двигателя, если его режимные параметры соответствуют области колебательного гистерезиса.

Из сказанного выше следует, что декремент малых колебаний, оцененный по собственным шумам

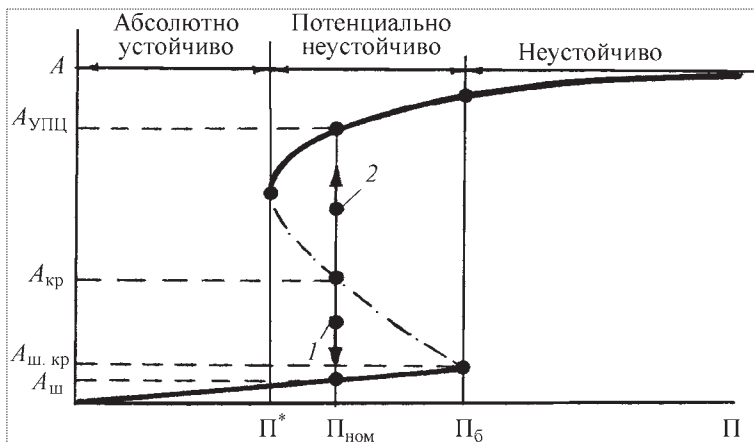


Рис. 4. Оценка устойчивости к "жесткому" режиму возбуждения автоколебаний: 1 – $A_n < A_{кр}$; 2 – $A_n > A_{кр}$; П – режимный параметр, П*, Пб – бифуркационные значения режимных параметров

процесса горения в рамках линейной динамической модели, не является достаточной характеристикой запаса устойчивости рабочего процесса и в общем случае определяет устойчивость только к "мягкому" (с уровня шумов) режиму возбуждения автоколебаний в пространстве режимных управляющих параметров.

Для оценки запаса устойчивости к "жесткому" режиму возбуждения автоколебаний целесообразно оценить уровень неустойчивого предельного цикла $A_{кр}$ с помощью серии искусственных импульсных возмущений и сравнить его с некоторым эффективным (например, среднеквадратическим) уровнем шумов в камере сгорания $A_{ш}$ (рис. 4). Амплитудный интервал

$$A_n < A_{кр} < A_b \quad (2)$$

может использоваться для оценки неустойчивого предельного цикла.

Здесь A_n – максимальная амплитуда отклика на импульсное возмущение, еще не приводящее к возбуждению автоколебаний; A_b – минимальная (начальная) амплитуда отклика на импульсное возмущение, приводящее к возбуждению автоколебаний.

В данном случае запас устойчивости рабочего процесса к конечным возмущениям может быть оценен из следующего выражения:

$$n^* = A_{кр}/A_{ш} > [n], \quad (3)$$

где $[n]$ – некоторая константа, обеспечивающая заданную вероятность достижения внутрикамерным шумом значения $A_{кр}$ за время работы двигателя на заданном режиме.

Практические аспекты оценки устойчивости горения. Исходной информацией для определения показателей устойчивости рабочего процесса является запись на магнитный носитель пульсационного давления в камере сгорания. В настоящее время разработаны и широко используются следующие статистические методы определения декремента колебаний по собственным шумам рабочего процесса:
 спектральный;
 корреляционный;
 метод "мгновенного периода" [3].

В основе данных методов лежит известная связь декремента линейной узкополосной динамической системы с шириной резонансной кривой, скоростью затухания автокорреляционной функции и средней величиной флуктуаций мгновенного периода колебаний давления.

Процедуре определения декремента предшествуют операции спектрального анализа пульсационного давления и идентификации узкополосных составляющих спектра в целях выявления собственных форм колебаний реакционного объема КС. Разработанные алгоритмы позволяют осуществлять оценку резонансной частоты системы f_i , резонансной амплитуды колебаний A_i , декремента системы ϑ . Декременты определяются на частотах собственных форм колебаний, наиболее опасных с точки зрения возбуждения неустойчивости.

Для создания искусственных возмущений в камере сгорания ФКП "НИЦ РКП" совместно с Институтом химической физики РАН был разработан ряд специальных возмущающих устройств, основанных на низкоскоростной детонации заряда взрывчатого вещества с дистанционным подрывом в заданные моменты времени. Устройства позволяют в процессе испытания генерировать до пяти импульсных возмущений различной интенсивности (рис. 5).

Исследования колебательных реакций процесса горения в камерах натуральных двигателей показали, что их динамика значительно сложнее, чем рассмотренная выше. Прежде всего сказывается возможность одновременного возбуждения нескольких форм собственных колебаний и наличие межмодового взаимодействия. Кроме того, имеет место нестабильность процесса горения, проявляющаяся в медленных случайных флуктуациях динамических параметров колебательной системы.

Данные особенности приводят к некоторой неопределенности оценок критических амплитуд возмущений (уровня неустойчивого предельного цикла), приводящих к возбуждению автоколебаний.

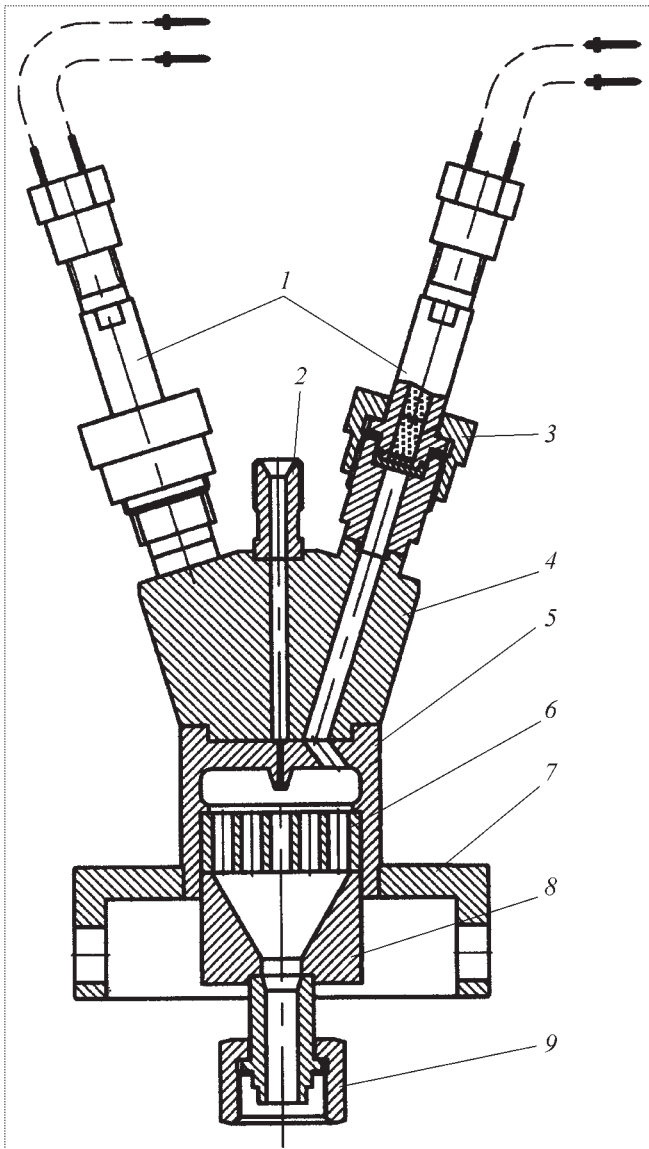


Рис. 5. Пятиимпульсное возмущающее устройство для камеры сгорания:

1 – зарядные камеры; 2 – штуцер продувки; 3 – гайка; 4 – корпус; 5 – проставка; 6 – решетка; 7 – кронштейн; 8 – втулка; 9 – гайка

В натуральных КС амплитуда критических возмущений может отсутствовать (абсолютно устойчивое горение) или может быть недостижима вследствие опасности возможного нарушения конструкции от возмущений большой интенсивности. В этой связи целесообразно принять следующие условия в качестве критерия достаточности запаса устойчивости по отношению к конечным возмущениям:

$$\tau_r < [\tau_r]; \quad (4)$$

$$n = A_{\text{макс}} / A_{\text{ш}} \geq [n], \quad (5)$$

где τ_r – среднее время релаксации камеры сгорания (время уменьшения амплитуды отклика в e раз, $e = 2,72$); $[\tau_r]$ – предельно допустимое значение времени релаксации; $A_{\text{макс}}$ – максимальная амплитуда затухающего отклика на импульсное возмущение; $A_{\text{ш}}$ – эффективное значение внутрикамерного шума на данном режиме работы двигателя.

В случае соблюдения условия (5) условие $n^* > [n]$ также выполняется. Выполнение указанных выше условий показывает, что импульсные возмущения давления в камере сгорания, превышающие уровень собственных шумов в n раз, затухают достаточно быстро.

На рис. 6 представлены примеры незатухающих и затухающих реакций рабочего процесса на импульсные возмущения. Данные были получены для двигателя с тягой 0,6 МН с дожиганием генераторного газа. Ввод импульсных возмущений вызывал затухающий отклик с довольно продолжительным временем релаксации к начальному шуму ($\tau_r \approx 0,025$ с) или возбуждение регулярных автоколебаний на всех режимах работы, за исключением режима $P_{\text{КС макс}} - K_{\text{т мин}}$. В условиях режима $P_{\text{КС макс}} - K_{\text{т мин}}$ отклики на импульсные возмущения всегда затухали с временем релаксации к состоянию начального шума $\tau_r \approx 0,004$ с.

Как видно, при максимальном давлении в КС ($P_{\text{КС макс}}$) и минимальном соотношении компонентов топлива ($K_{\text{т мин}}$) скорость затухания импульсной реакции выше, чем на номинальном режиме, и, следовательно, запас устойчивости выше.

Применение метода искусственных возмущений особенно эффективно при анализе влияния конструктивных мер, направленных на повышение запаса устойчивости рабочего процесса, в частности, при сравнении вариантов смесительной головки по малому числу испытаний.

На рис. 7 представлена реакция рабочего процесса того же двигателя на номинальном режиме работы при установке в камере сгорания антиимпульсионных перегородок. Сравнение рис. 6 и 7 показывает, что эффект перегородок проявляется в существенном увеличении скорости затухания импульсной реакции вследствие повышения устойчивости рабочего процесса.

Предельно допустимые значения показателей устойчивости, рассмотренные в настоящей статье, устанавливаются исходя из статистического опыта отработки ЖРД.

Итак, эффективность разработанной методики оценки устойчивости рабочего процесса по естествен-

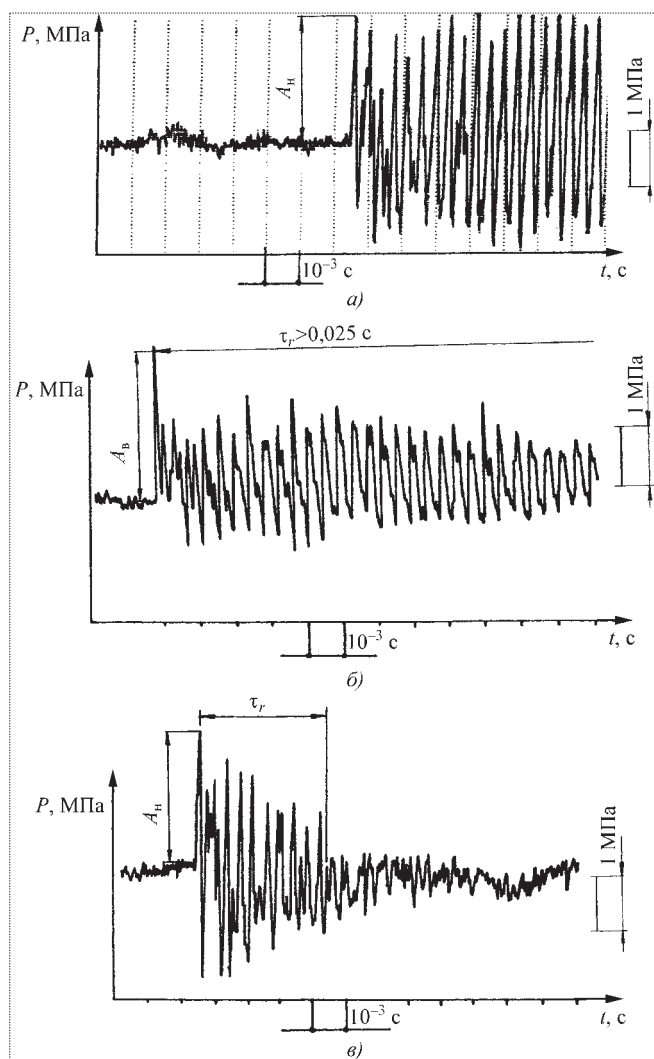


Рис. 6. Незатухающий (а) и затухающие (б, в) отклики на импульсные возмущения:

а, б – режимы работы $P_{КС\text{ ном}} - K_m\text{ ном}$; в – режимы работы $P_{КС\text{ макс}} - K_m\text{ мин}$

ным и искусственным возмущениям подтверждена опытом обработки и эксплуатации ЖРД. Созданы достаточно эффективные алгоритмы определения показателей устойчивости, а также возмущающие устройства многократного действия с дистанционным управлением.

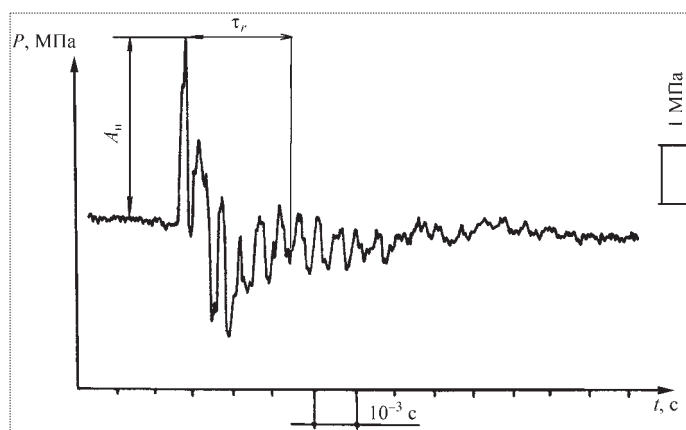


Рис. 7. Реакция рабочего процесса на импульсное возмущение в камере с антипульсационными перегородками (номинальный режим работы)

Описанная процедура подлежит усовершенствованию в направлении развития методов количественной оценки (основываясь на данных наземных стендовых испытаний) вероятности неустойчивой работы двигателя на заданных режимах. Прогресс в данном направлении сдерживается сложностью и недостаточной изученностью объекта исследования, т.е. отсутствием полностью адекватных динамических моделей рабочего процесса. Целесообразно проведение дальнейших исследований физических аспектов неустойчивости горения.

Библиографический список

1. Неустойчивость горения в ЖРД / под ред. Д.Т. Харрье и Ф.Г. Рирдона. М.: Мир, 1975.
2. Ильченко М.А., Крютченко В.В., Мнацакян Ю.С. и др. Устойчивость рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1995.
3. Agarkov A.F. et al. Injector Flame Stabilization Effects on Combustion Instability // Progress in Astronautics and Aeronautics. V. 169. 1995. P. 281–305.
4. Заворохин И.А. Исследование точности определения декремента затухания колебаний по "шумам" // Тр. НИИХиммаш. 1967. Вып 4. С. 90–96.



ОРЛОВ
Владимир Аркадьевич –
старший научный
сотрудник НИЦ РКП,
кандидат техн. наук

Численное моделирование низкочастотной неустойчивости горения в газогенераторе ЖРД

В.А. Орлов

С помощью CFD программы с открытым кодом проведено численное моделирование низкочастотной неустойчивости горения в газогенераторе ЖРД. Показана возможность подавления неустойчивости путем изменения перепада давлений на форсунках горючего.

V.A. Orlov. Numerical Simulation of Low Frequency Combustion Instability In LRE Preburner

The numerical simulation of low-frequency combustion instability in LRE preburner, is carried out by open source CFD code. The possibility of instability suppression by change of a pressure drop on fuel injectors is shown.

При отработке ЖРД в камере сгорания газогенератора иногда возникают низкочастотные колебания давления. В статье рассматривается механизм возникновения низкочастотной неустойчивости с участием энтропийных волн [1]. Численное моделирование рабочего процесса в камере сгорания газогенератора ЖРД проведено с использованием CFD программы с открытым кодом – OpenFOAM [2].

Газогенератор ЖРД [3] работает на жидких кислороде и керосине при давлении 325 бар с суммарным расходом компонентов топлива 61 кг/с. Смесительная головка газогенератора содержит 19 двухкомпонентных форсунок. На оси каждой двухкомпонентной форсунки расположена центробежная форсунка горючего с 4 тангенциальными каналами. На периферии соосно с ней расположена центробежная форсунка окислителя с 8 тангенциальными каналами. Сопло форсунки горючего заглублено внутрь форсунки окислителя, так что смешение и горение компонентов топлива возможны не только в камере сгорания, но и внутри форсунки. Дополнительный кислород подается по 12 дополнительным отверстиям, расположенным на периферии форсунки. Форсунки имеют общие коллекторы керосина и кислорода. Перепад давлений на форсунках по линии окислителя ("О") – 20 бар, по линии горючего ("Г") – 25 бар. Камера имеет цилиндрическую форму, на выходе из камеры полусфера с отверстиями образует многодырчатое сопло. Перепад давлений на сопле 12 бар.

Численное моделирование проводилось на расчетном объеме (рис. 1), который включает всю камеру сгорания газогенератора, предфорсуночные полости горючего и окислителя, часть газоведа сразу за соплом. На рис. 2 показаны расположение форсунок в форсуночной головке (а) и расчетная область внутри форсунок и в коллекторах (б). Расчеты стационарного течения и горения с упрощенной химией проводились на полном расчетном объеме, составляющем 800 тыс. ячеек. Стационарное горение с полной химией и динамика рассчитывалась на уменьшенном расчетном объеме, включающем одну форсунку и части камеры, предфорсуночных полостей и сопла, приходящиеся на одну форсунку, что составляло около 50 тыс. ячеек. В области форсуночной головки характерные размеры ячеек – 0,5 мм. В этой области использовались четырехгранные ячейки, в области камеры сгорания – шестигранные ячейки. В качестве граничных условий на входе в форсунки горючего и окислителя и на выходе из многодырчатого сопла камеры использовалось условие заданного

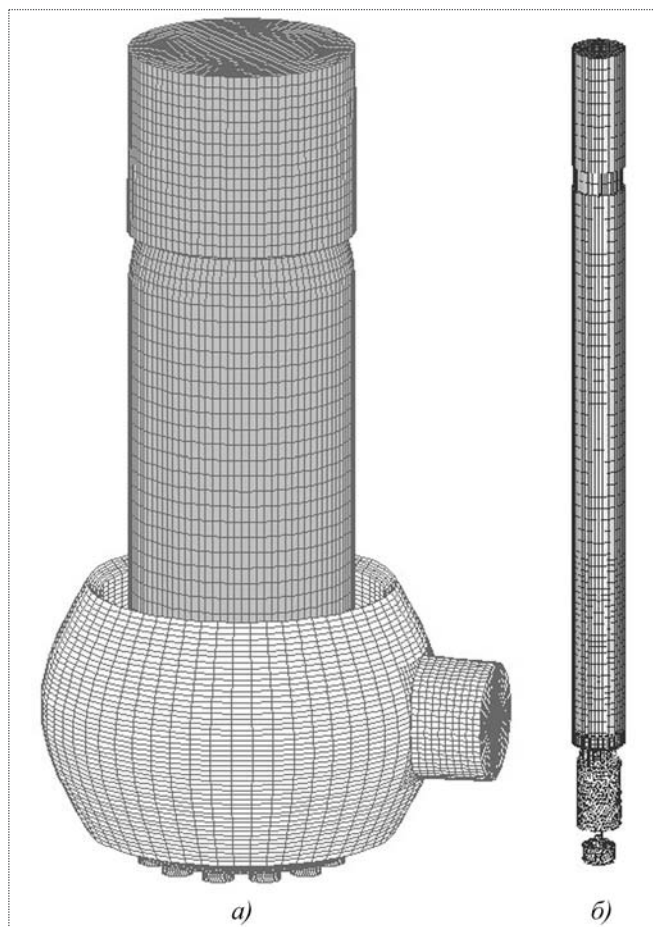


Рис. 1. Полный (а) и уменьшенный (б) расчетные объемы

давления. Остальные граничные условия – стенка со скольжением.

Кислород и керосин, которые в натуральных условиях являются жидкостями, представлялись в виде плотного газа. Задавая температуру 100 К для газообразного кислорода, трудно получить плотность, как у жидкого, даже при давлении 350 бар. Поэтому, сохраняя реальную геометрию форсуночной головки, для обеспечения натуральных значений расхода кислорода пришлось задать значительно больший перепад давлений на форсунке кислорода, чем в натуральных условиях. Керосин моделируется *n*-гептаном C_7H_{16} , имеющим большой молекулярный вес, что позволяет при его температуре подачи обеспечить натурную плотность. Поэтому при натурной геометрии тангенциальных каналов перепад давлений на форсунке горючего имеет значения, близкие к натурным.

Расчеты проводились с моделью горения PaSR (реактор частичного смешения) [2], в которой скорость горения определяется уравнениями Аррениуса и турбулентностью (стандартная $k - \epsilon$ модель). Модель

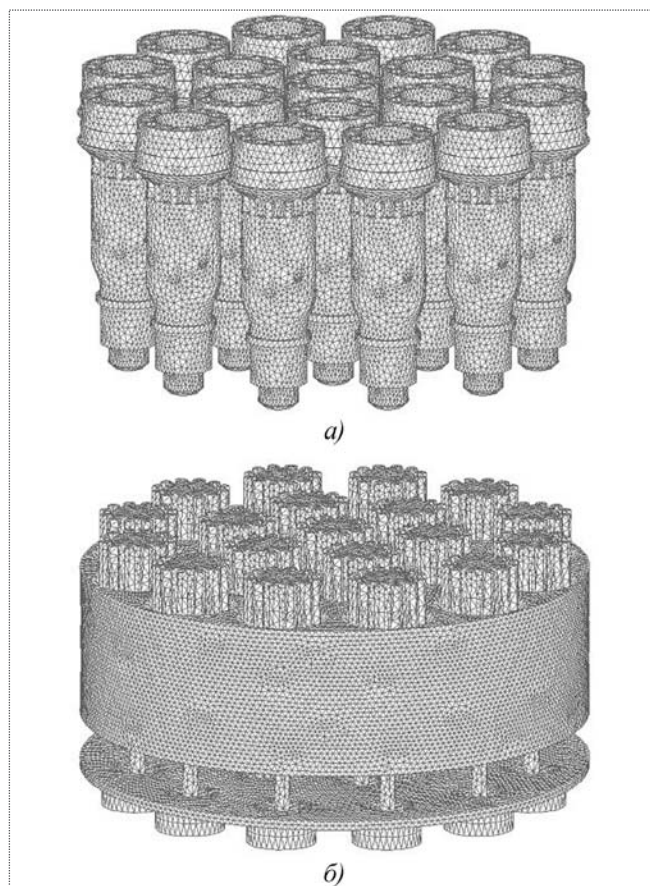


Рис. 2. Геометрия форсуночной головки

полной химии включает 12 компонентов и 35 реакций. Зависимости теплоемкостей компонентов от температуры задавались полиномами. Все компоненты описывались уравнением состояния идеального газа. Для расчета динамики и расчета стационарного режима на полной расчетной модели, требующих значительно больших временных затрат, использовалась упрощенная модель горения с четырьмя компонентами и одной брутто-реакцией; теплоемкость компонентов выбиралась постоянной таким образом, чтобы температура на выходе из сопла совпадала со значениями, полученными при расчетах с детальной химией. Необходимо отметить, что полного совпадения полей температур и концентрации компонентов для случаев полной и упрощенной химии добиться невозможно, однако подбор коэффициентов Аррениуса для брутто-реакции позволил получить примерно такую же длину зоны горения, как и в случае полной химии.

На рис. 3 представлены результаты расчетов стационарного поля течения и горения с упрощенной химией для полного расчетного объема. Распределения давления P , температуры T и скорости U представлены в плоскости, проходящей через продольную ось каме-

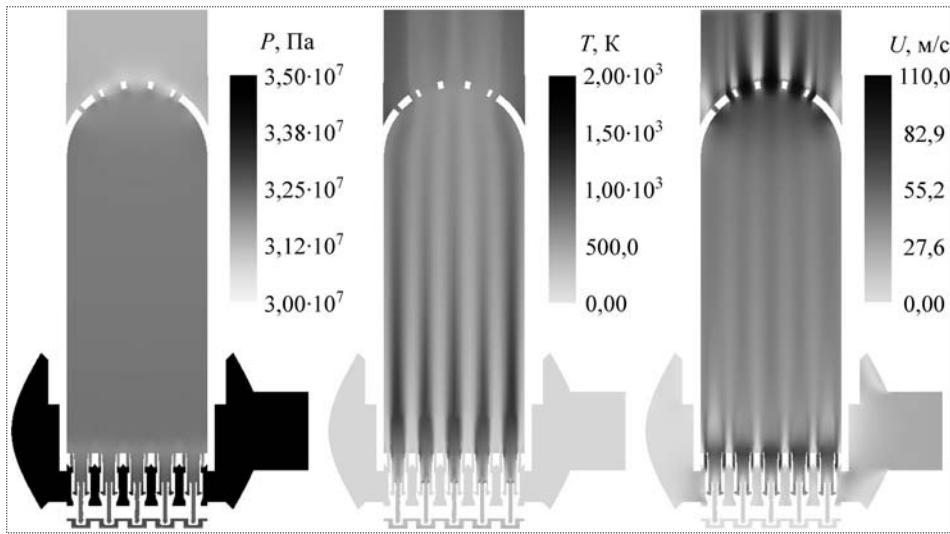


Рис. 3. Поля давления, температуры, скорости в газогенераторе

ры и ось трубопровода, подающего в коллектор кислород. Видна характерная неравномерность поля температуры, такая же неравномерность наблюдается для распределения концентрации компонентов. Она вызвана слабым перемешиванием в зоне горения струй от отдельных форсунок, а также неравномерностью распределения по форсункам расходов компонентов, поэтому на периферии температура немного выше. Для случаев полной и упрощенной химии максимальные температуры в зоне горения значительно различаются.

При существовании пульсаций давления в камере сгорания газогенератора возникают пульсации расхода горючего и окислителя через форсунку. Из-за различных перепадов давлений на форсунках горючего и окислителя могут возникать различные амплитуды пульсаций расхода компонентов, что приводит к пульсациям соотношения компонентов. Эти пульсации, в свою очередь, приводят к пульсациям температуры и состава продуктов сгорания вблизи форсуночной головки. Области продуктов сгорания с различными температурой и составом перемещаются от форсуночной головки к соплу. При прохождении через сопло продуктов сгорания с различными свойствами на этом сопле изменяется перепад давлений, а поскольку давление на выходе из расчетного объема поддерживается постоянным, то изменяется давление в камере сгорания. Таким образом, в камере сгорания появляются пульса-

ции давления, которые, в свою очередь, определяют пульсации перепада давлений и расхода на форсунках. Частота колебаний (200...300 Гц) определяется скоростью распространения энтропийных волн (скоростью потока в камере) и длиной камеры от форсуночной головки до сопла и примерно соответствует экспериментальным данным.

На рис. 4 представлены по 8 распределений температуры и давления, которые получены при расчете нестационарного поведения однофорсуночной модели газогенератора в различные моменты времени: с интервалом в 0,0005 с. Распределения концентраций компонентов примерно соответствуют распределениям температур. Из рис. 4 видно, что области с различной температурой перемещаются в направлении сопла. При прохождении через сопло продуктов сгорания с различной температурой изменяется давление в камере сгорания.

Один из факторов управления неустойчивостью — перепад давлений на форсунке горючего. Проведены несколько расчетов, в которых геометрия расчетного объема оставалась той же самой, за исключением площади проходного сечения тангенциальных каналов форсунки горючего. В этой серии расчетов моделировался один и тот же режим работы газогенератора, расходы компонентов через форсунки и давление на вы-

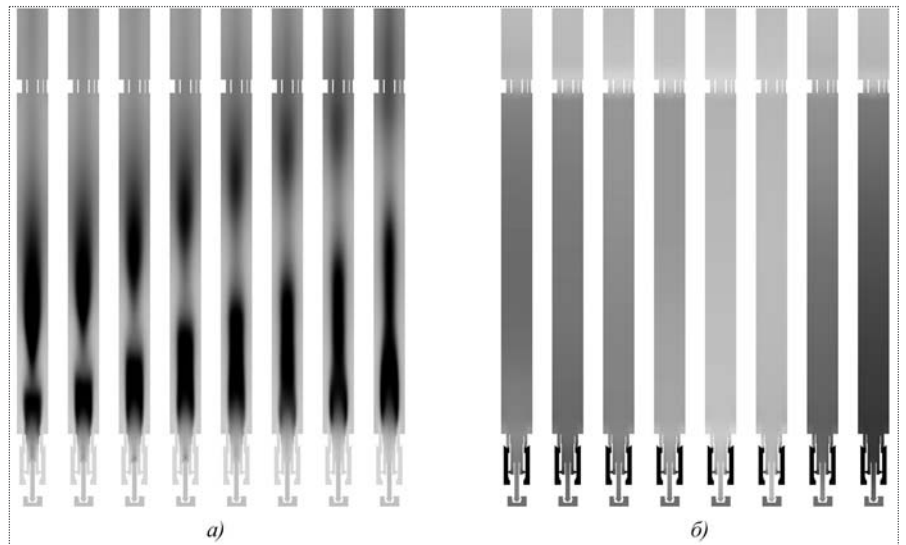


Рис. 4. Поля температуры (а) и давления (б) в однофорсуночной модели газогенератора в различные моменты времени

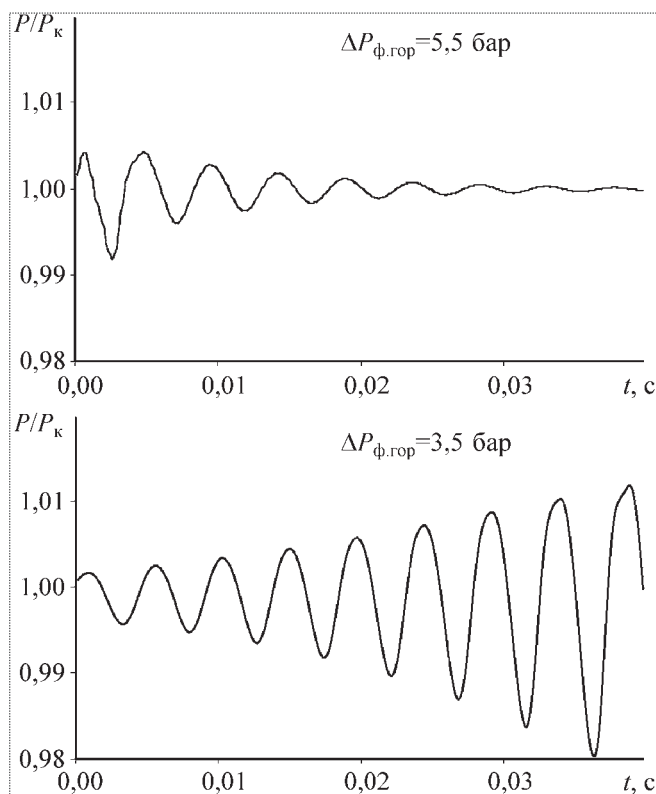


Рис. 5. Развитие колебаний давления в камере при различных перепадах давления на форсунке горючего $\Delta P_{ф.гор}$:
 P – среднее давление; P_k – давление в камере; t – время

ходе из камеры поддерживались одинаковыми, поэтому для различной площади тангенциальных каналов перепады давлений на форсунке горючего и давлений подачи горючего были различными. Амплитуды пульсаций расхода горючего через форсунку для различной геометрии при одних и тех же пульсациях перепада давлений на форсунке были различными и, соответственно, в зоне горения пульсации температуры и состава продуктов сгорания были различными. Эти пульсации смещались со скоростью потока по направлению к соплу и вызывали различные пульсации перепада давлений на сопле и, соответственно, различные пульсации давления в камере. Пульсации давления в камере создавали новые пульсации расхода горючего через форсунку и т.д. Таким образом, в зависимости от величины отклика форсунки горючего пульсации давления в камере сгорания могут или затухать, или усиливаться.

На рис. 5 представлено изменение во времени давления в камере сгорания для различной величины площади проходного сечения тангенциальных каналов форсунки горючего. В обоих случаях режим работы был одним и тем же, перепады давлений на форсунке горючего, которые и определяют величины отклика форсунки горючего на пульсации перепада давлений

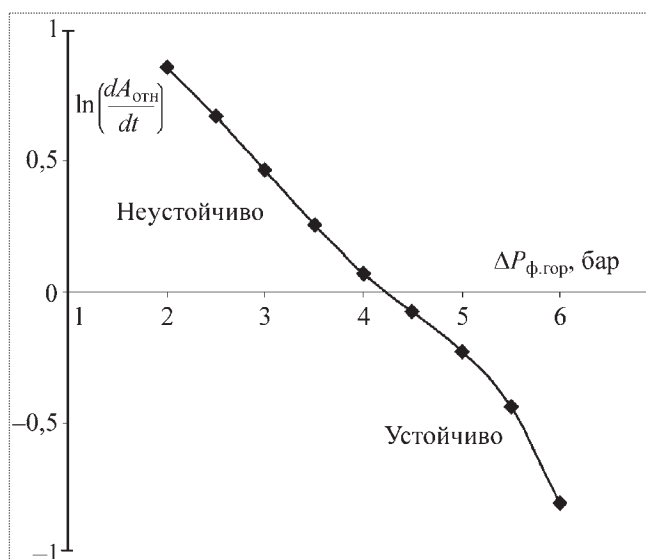


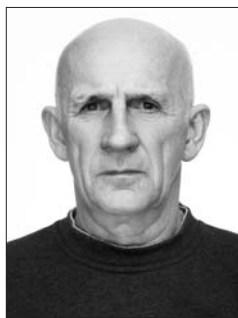
Рис. 6. Зависимость скорости изменения амплитуды пульсаций давления от перепада давлений на форсунке горючего $\Delta P_{ф.гор}$

на форсунке, были различными. В одном случае искусственно внесенные возмущения давления в численной модели камеры сгорания газогенератора затухали, в другом – усиливались. На рис. 6 представлена зависимость скорости изменения пульсаций давления от перепада давлений на форсунке. Эта линейная зависимость показывает, что граница устойчивости определяется перепадом давлений 4,2 бар на форсунке горючего. При меньшем перепаде возникает низкочастотная неустойчивость, связанная с расходным механизмом и энтропийными волнами, при большем перепаде рабочий процесс в газогенераторе становится устойчивым.

Усложнение численной модели позволит более точно определить границу устойчивости, однако механизм возникновения низкочастотной неустойчивости горения в камере сгорания можно изучать и на простой модели. Понимание механизма неустойчивости позволяет определить способы воздействия на нее, например через изменение конструкции форсунки. Параметры этой неустойчивости для газогенератора ЖРД с различными вариантами форсунок можно исследовать численно, что значительно сократит сроки отработки ЖРД.

Библиографический список

1. Раушенбах Б.В. Вибрационное горение. М.: Физматгиз, 1961.
2. www.openfoam.org (дата обращения 28.02.2009).
3. Пикалов В.П., Шибанов А.А., Иванов В.Н. Оценка устойчивости рабочего процесса в газогенераторе двигателя по отношению к высокочастотным колебаниям давления. НТО НИИХиммаш № 512-2006-04, 2006.



МЕЛИХОВ
Александр Михайлович —
заместитель начальника
отдела НИЦ РКП

Разработки технологий и экспериментальные исследования транспирационного охлаждения в камерах сгорания ЖРД

А.М. Мелихов

Представлены образцы камер сгорания ЖРД, топливный пилон ГПВРД с транспирационным охлаждением и некоторые результаты экспериментальных исследований транспирационного охлаждения в этих камерах путем огневых испытаний на натурных компонентах. В качестве охладителей использовали различные газы, в том числе компоненты ракетных топлив.

A.M. Melikhov. Development Of Technologies And Experimental Studies Of Transpiration Cooling In Combustion Chamber Of Liquid Rocket Engines (LRE)

The paper presents models of LRE combustion chambers, fuel pylon of scramjet engine with transpiration cooling and also some results of experimental studies of transpiration cooling in these chambers by means of firing tests using full-scale components. Different gases were used in the capacity of coolants including components of rocket fuel.

Поддержание в работоспособном состоянии нагреваемых элементов конструкций является общей проблемой машиностроения. Возможности решения этой проблемы определяют перспективы и направления развития двигателей летательных аппаратов, в лучших образцах которых практически уже исчерпаны возможности традиционных методов охлаждения.

Наиболее распространенный способ охлаждения жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) — регенеративное охлаждение — имеет известные ограничения. Они обусловлены потерями давления в тракте охлаждения, коксообразованием или разложением охлаждающего компонента, малоциклового усталостью стенки камеры сгорания и др. Эти ограничения в основном препятствуют созданию перспективных ЖРД: с повышенным давлением в камере сгорания, многократного применения, с широким регулированием тяги и др. Создание таких ЖРД может обеспечить принципиальное снижение стоимости вывода в космос полезной нагрузки и увеличить время существования орбитальных объектов.

Использование пористых проницаемых материалов для охлаждения теплонапряженных конструкций позволяет реализовать методы охлаждения, возможности которых на порядки (по воспринимаемой тепловой нагрузке) превышают предельные возможности других методов.

Можно выделить два подхода к использованию пористых материалов в этих целях.

Транспирационное охлаждение. Идея этого метода заключается в том, что относительно малое количество охладителя вводится в пограничный слой на охлаждаемой поверхности через поры в ней. В этом случае используется фундаментальное свойство пористого материала — возможность равномерного распределения очень малых расходов охладителя на большой площади охлаждаемой поверхности при устойчивом его течении.

В двигателях летательных аппаратов этот метод очень привлекателен в качестве альтернативы регенеративному охлаждению, поскольку свободен от большинства его

недостатков и имеет целый ряд преимуществ. В частности, практически снимается проблема малоциклового усталости стенок.

Как показывают расчетные оценки, максимальные давления в камере сгорания ЖРД (выше 70 МПа) могут быть получены только в конструкциях с транспирационным охлаждением [1].

На основе транспирационного охлаждения разрешимы проблемы, возникающие при создании ЖРД с широким регулированием тяги. Это позволит совместить в одном двигателе несколько функций; в системах ориентации космических объектов такие ЖРД позволят уменьшить степень перерегулирования при парировании возмущений и, как следствие, в несколько раз увеличить время функционирования объекта за счет более рационального использования топлива.

В камерах сгорания с комбинированным транспирационно-регенеративным охлаждением, где пористые стенки могут быть использованы в критическом сечении сопла, снижается потребная мощность турбины, так как исключаются потери давления в самой энергоемкой части тракта охлаждения, которую замещает пористый пояс. Кроме того, уменьшение поверхности регенеративного охлаждения обеспечивает снижение температуры охлаждающего компонента на выходе из тракта.

В исследовании фирмы "Rolls-Roys" использование транспирационного охлаждения в жаровой трубе экспериментального турбореактивного двигателя "Durt" позволило в пять раз снизить расход воздуха на охлаждение при повышении температуры продуктов сгорания [2]. Эти данные также подтверждаются исследованиями, которые проведены в ФКП "НИЦ РКП".

В перспективных гиперзвуковых воздушно-реактивных двигателях (ГПВРД) при решении проблем надежного охлаждения лидирующих кромок топливных пилонов транспирационное охлаждение, по-видимому, не имеет альтернативы.

Внутриканальная транспирация. Этот подход заключается в интенсификации теплообмена в проточном тракте охлаждения путем полного или частичного заполнения его пористым проницаемым металлом, консолидированным с непроницаемыми стенками тракта. Интенсификация теплообмена обеспечивается развитой внутренней поверхностью поровых каналов в объеме пористого материала. По имеющимся экспериментальным данным интенсивность теплообмена в таких трактах может быть на два порядка выше, чем в обычных [3, 4].

Первые испытания ЖРД с транспирационным охлаждением на основе пористых порошковых мате-

риалов с использованием для охлаждения водорода и азота были проведены в Калифорнийском технологическом институте [5, 6].

Интенсивные исследования в области транспирационного охлаждения путем огневых испытаний экспериментальных камер сгорания (ракетных и авиационных) за рубежом проводились различными исследовательскими организациями и ведущими компаниями – разработчиками двигателей летательных аппаратов: "Pratt & Whitney Aircraft", "Aerojet Liquid Rocket Comp.", "Marquardt Corporation", "Rocketdyne", "Rolls-Roy's" и др. [7, 8, 9, 10, 2].

По типу пористых материалов из меди, бронзы, никеля, вольфрама и др., которые применяли в этих экспериментальных конструкциях, можно выделить четыре основных направления исследований:

- конструкции, основанные на использовании пористых оболочек или объемных, иногда армированных, узлов из спеченных порошков различных металлов;
- конструкции на основе пористых материалов из тканых металлических сеток (типа Rigimesh, в России принят термин ПСМ);
- конструкции на основе пористых материалов, полученных намоткой и спеканием проволоки;
- "вафельные" конструкции, где поры формируются на боковых поверхностях плоских тонких дисков-колец, из которых набирается оболочка камеры и сопла.

В качестве охладителя использовали воду, водород, азот, гелий, компоненты ракетных топлив (N_2O_4 , спирты) и даже расплавленные металлы [11].

Результатом этих исследований за рубежом стало: создание ЖРД RL-20R3 ("Pratt & Whitney Aircraft") с транспирационным охлаждением камеры сгорания и сопла, ЖРД с транспирационным охлаждением огневого днища смесительных головок на основе Rigimesh: J2 и SSME ("Rocketdyne"), НМ-7 (Европа), L-5 (Япония) [12, 13, 14].

В России аналогичные исследования проводили Центр Келдыша (НИИТП), НИЦ РКП (НИИХИМ-МАШ) [15, 16], КБ ХИМАВТОМАТИКИ [17]. Детальный обзор исследований транспирационного охлаждения, включая фундаментальные исследования характеристик и процессов в пористых материалах, сделан в [18].

В данной статье представлены некоторые результаты проводимых в НИЦ РКП исследований в области транспирационного охлаждения. Цели этих исследований:

- разработка технологий получения пористых материалов и экспериментальных конструкций узлов ка-

Геометрические характеристики некоторых фильтровых сеток

Обозначение (по ГОСТу или ТУ)	Тип плетения сетки	Число основ на 100 мм	Число утков на 100 мм	Диаметр основ, мм	Диаметр утков, мм
№ 60	Гладкая	60	360	0,4	0,28
№ 120	Гладкая	120	625	0,22	0,16
№ С120	Саржевая	120	625	0,25	0,16
№ С200	Саржевая	200	715	0,2	0,14
№ С685	Саржевая	685	3125	0,064	0,032

мер сгорания с транспирационным охлаждением на основе этих материалов;

- проведение экспериментальных исследований транспирационного охлаждения этих конструкций в процессе огневых стендовых испытаний на натуральных компонентах.

В исследованиях НИЦ РКП используются ПСМ, которые получают путем деформации и диффузионной сварки пакетов металлических сеток. Могут быть использованы любые металлы, из которых можно изготовить сетку: стали, никель, медь, бронза и др.

Характеристики наиболее часто используемых сеток представлены в табл. 1.

В зависимости от типа используемых сеток и степени их деформаций средний диаметр пор, получаемых из сеток ПСМ, – 20...100 мкм. Число поровых отверстий на 1 см² может достигать несколько тысяч, как это видно из табл. 1.

По сравнению с пористыми материалами на основе порошков, ПСМ обладают повышенной прочностью и пластичностью, равномерностью распределения пор.

Прочностные характеристики ПСМ близки, по порядку величины, к характеристикам материала сетки, из которой они изготовлены. Например, для ПСМ из хромоникелевой стали 12Х18Н10Т при изменении пористости ПСМ в пределах $0,1 < P < 0,5$ временный предел прочности изменяется в пределах $400 < \sigma_b < 200$ МПа; для ПСМ из сеток латуни $100 < \sigma_b < 30$ МПа.

ПСМ (листы и оболочки) могут подвергаться всем видам механической обработки: гибка, штамповка, точение, фрезерование, сверление. Принципиальных отличий от обработки литых материалов нет. Выбор способа сварки определяется свойствами основного материала. Для ПСМ из хромоникелевых сталей обычно используется аргонодуговая сварка.

На рис. 1 представлены типичные узлы камер сгорания ЖРД с транспирационным охлаждением, предназначенных для проведения экспериментальных исследований, которые дают представление о номенклатуре изделий, получаемых с помощью разработанных в НИЦ РКП технологий. На фотографии представле-

ны изделия из ПСМ со стенками различной пористости, изготовленными из различных сеток, по различным технологиям:

- цилиндрические и конические бесшовные оболочки из ПСМ с толщиной стенки 2 мм (пять изделий слева на переднем плане);

- цилиндрическая и коническая заготовки оболочек камер сгорания с непроницаемой наружной стенкой и внутренней (огневой) стенкой из ПСМ, которые формируют оребренный тракт транспирационного охлаждения (два изделия справа на переднем плане);

- профилированные по внутренней поверхности заготовки огневых стенок сопел из ПСМ специального типа (два изделия справа на втором плане);



Рис. 1. Элементы камер сгорания ЖРД с транспирационным охлаждением на основе ПСМ из стали 12Х18Н10Т

- смесительные головки ЖРД с огневым днищем из ПСМ (четыре изделия на втором плане); две в центре — головки ЖРД малой тяги (ЖРДМТ);

- две экспериментальные камеры сгорания ЖРД на заднем плане (слева камера ЖРДМТ).

Все образцы пористого материала, а также изделия из них, после изготовления проходили лабораторные исследования с целью определения их пористости и гидравлических характеристик.

Было исследовано шесть различных конструкций камер сгорания, которые отличались размерностью (диаметр и форма камеры, диаметр критического сечения, длина камеры), конструкцией трактов транспирационного охлаждения и конструкцией смесительных головок.

На рис. 2 представлена конструкция экспериментальной камеры сгорания ЖРД, предназначенной для проведения исследований транспирационного охлаждения продуктами термokatалитического разложения гидразина. Она включает в себя: смесительную головку (показана на рис. 1, слева), с наружным днищем 1 (см. рис. 2), форсунками окислителя 2 и пористым огневым днищем 3; камеру сгорания и сопло с наружными стенками 4, 6 и пористыми огневыми стенками 5, 7 из бесшовных конических оболочек ПСМ (заготовки оболочек показаны на рис. 1), которые формируют секционированный тракт транспирационного охлаждения. Каждая секция транспирационного тракта охлаждения имеет штуцер для ввода охладителя (не показаны) и разъемы 8 для вывода термопар, которые приварены к внутренней поверхности пористой стенки.

При огневом испытании камеры жидкий гидразин (N_2H_4) подавали в термokatалитический генератор 9 (показана только его выходная часть), где он разлагался до аммиака. Продукты разложения гидразина на выходе из генератора имели температуру около $1000\text{ }^\circ\text{C}$. Часть расхода продуктов разложения поступала в смесительную головку и через пористое днище 3 — в камеру сгорания, блокируя огневое днище от воздействия продуктов сгорания. Окислитель (N_2O_4) подавали в смесительную головку, откуда он через центробежные форсунки впрыскивался в камеру сгорания, обеспечивая горение гидразина. Вторая часть расхода продуктов разложения по отдельным трубопроводам

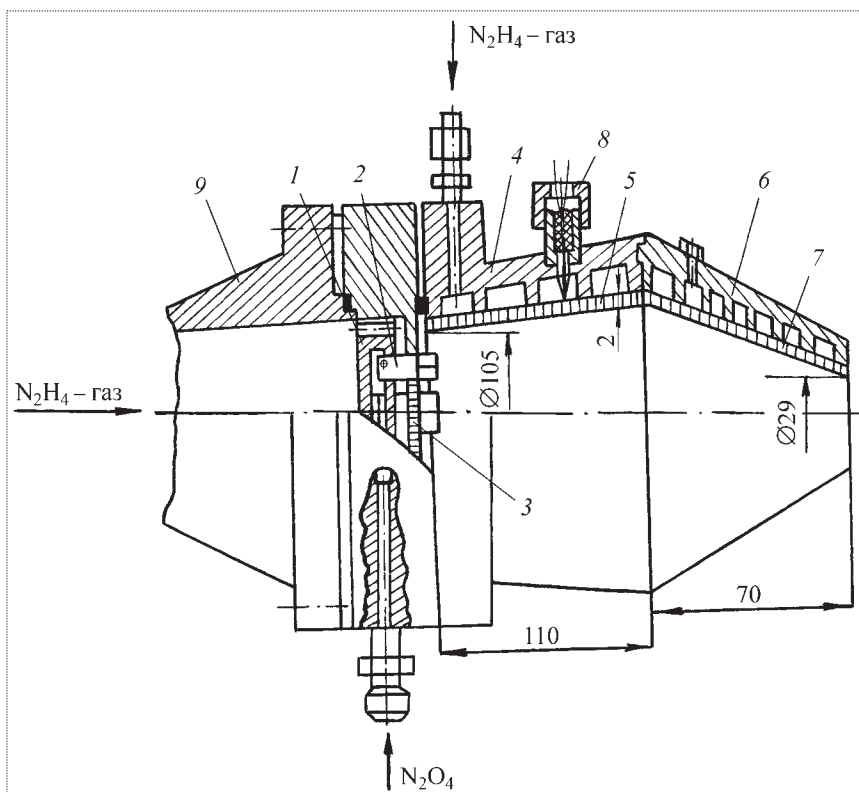


Рис. 2. Схема экспериментальной камеры сгорания ЖРД № 4

подавалась в секции транспирационных трактов охлаждения камеры и сопла и через пористые огневые стенки секций поступала в пограничный слой продуктов сгорания, обеспечивая охлаждение стенок.

Экспериментальная камера сгорания ЖРДМТ № 5, предназначенная для исследования транспирационного охлаждения азотом и кислородом, показана на рис. 3. Она включает в себя смесительную головку 1 (показана на рис. 1, в центре справа) с центробежной форсункой керосина 2 (см. рис. 3), кольцевой шелевой форсункой кислорода 3 и пористым коническим огневым днищем 4; камеру сгорания с наружной стенкой 5 и пористой стенкой 6 (заготовка пористой стенки показана на рис. 1), которые формируют секционированный тракт транспирационного охлаждения. Каждая секция тракта охлаждения имела штуцер для подачи охладителя (показаны два) и разъем для вывода приваренных к пористой стенке термопар.

При огневом испытании в смесительную головку подавали керосин (РГ-1) и газообразный кислород (O_2), пелены которых сталкивались у выходов форсунок 2 и 3, обеспечивая распыл керосина. Воспламенение топливной смеси в камере обеспечивалось кратковременным электрическим разрядом между элект-

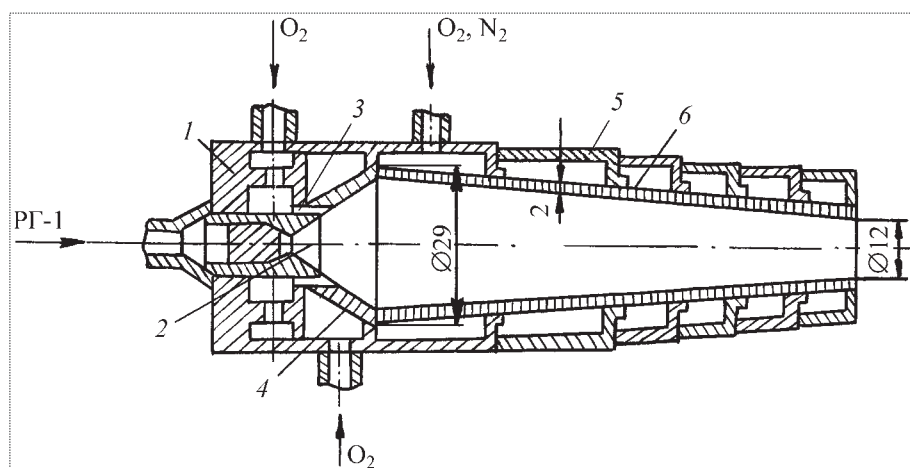


Рис. 3. Схема экспериментальной камеры сгорания ЖРДМТ № 5

тродом и днищем смесительной головки 4. Электрод введен в камеру через канал в шнеке на оси центробежной форсунки 2 (не показан). Транспирационное охлаждение днища смесительной головки и стенок камеры обеспечивалось подачей охладителя (O_2 или N_2) в секции их трактов охлаждения.

Секционированные тракты охлаждения этих камер обеспечивали возможность экспериментального определения оптимальных распределений расхода охладителя по длине камеры.

Камеры № 1, 2, 3 были цилиндрическими, с пористыми вставками различной длины в цилиндрической части камеры сгорания или в дозвуковой части сопла.

Различные модификации этих камер использовались на первых этапах исследования со следующими целями:

- экспериментальное определение оптимальной конструкции тракта транспирационного охлаждения (испытывали щелевой, орбренный и другие тракты);

- экспериментальное определение оптимальных характеристик пористой оболочки (исследовали ПСМ из различных сеток, с различной пористостью, изготовленные по различным технологиям – сварные из листа, бесшовные оболочки и др.);

- экспериментальное определение характеристик теплообмена на пористой поверхности и за пористой вставкой.

Камера № 6 – модель камеры сгорания воздушно-реактивного двигателя с огневой стенкой из ПСМ. Детальное описание этих камер представлено в [16].

Область проведенных в НИЦ РКП экспериментальных исследований транспирационного охлаждения ЖРД представлена в табл. 2, в первой колонке которой указаны номера исследованных камер сгорания. Во второй колонке обозначены компоненты топлива, на которых испытывалась данная камера. Третья – пятая колонки определяют режим испытания: давление

Таблица 2

Область экспериментов

Номер камеры	Топливо	Режимы и условия испытания				Пористость
		P_k , МПа	G_o/G_r	G_o+G_r , кг/с	Охладитель	
1	$N_2O_4 + (CH_3)_2N_2H_2$	2,8...3,5	2,1...3,02	2,2...2,5	He	0,11...0,4
		2,9...3,5	2,33...2,9	2,1...2,6	N_2	0,11...0,28
		2,2...2,7	2,7...2,5	3,2...4,5	$N_2O_4 + (CH_3)_2N_2H_2$ $K_{гр}=0,07; 0,11; 28; 31$	0,51
2	$O_2 + H_2$ (газ)	2,75...3,3	8,1	2,9...3,6	H_2	0,51
		2,75...3,3	8,1	2,9...3,6	$H_2 + O_2$	0,51
3	$N_2O_4+(CH_3)_2N_2H_2$	3,02	2,4	2,2	He	0,28
		3,15	2,7	2,4	N_2	
4	$N_2O_4 + NH_4$ (газ)	3,2...3,6	0,88; 0,43	1; 1,1	NH_4 -газ	0,28; 0,51
5	PG-1 + O_2 (газ)	0,3...2,21	2,1...2,7	0,015...0,063	N_2	0,28
		1,3...1,8	1,3...3,2	0,063	O_2	
6	PG-1 + воздух при $T = 800$ К	1,3	18,2	0,31	Воздух: $T = 800$ К	0,4

в камере сгорания (p_k), массовое соотношение расходов окислителя (G_o) и горючего (G_r), суммарный расход компонентов ($G_o + G_r$) в смесительную головку. В шестой колонке определен тип охладителя (все – газы), который использовался для транспирационного охлаждения: например, $N_2O_4 + (CH_3)_2N_2H_2$ обозначает, что в качестве охладителя использовали продукты неполного сгорания (генераторный газ) топлива азотный тетраксид + несимметричный диметилгидразин при массовом соотношении компонентов $K_{гт}$, которые указаны в колонке "Охладитель".

Последняя колонка представляет пористость ПСМ огневой стенки; диапазон значений, например, 0,11...0,4 обозначает, что было исследовано несколько модификаций этой камеры с различными стенками.

Длительность испытания, в зависимости от задач и возможностей стендовых систем, обычно составляла: до 200 с для камер № 1, № 3; 35 с для камеры № 4; до 2000 с для камер № 2, № 5, № 6.

Задачами исследования были:

- определение области работоспособности (по расходу охладителя) различных конструктивных вариантов трактов транспирационного охлаждения при использовании различных охладителей;
- определение характеристик теплообмена на поверхности пористой стенки камеры – зависимостей температуры поверхности стенки от расхода охладителя;
- определение влияния транспирационного охлаждения камеры и сопла на тяговые характеристики камеры – расходный комплекс и удельный импульс тяги.

На рис. 4 и 5 представлены типичные данные измерений температуры пористой стенки T_w в зависимости от относительной плотности потока массы охладителя через пористую стенку – отношения рас-

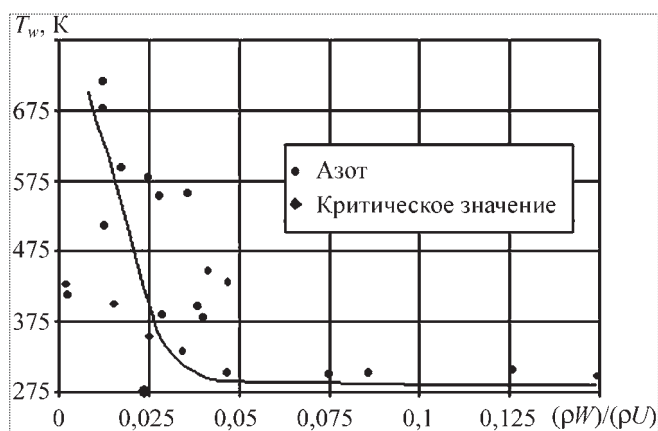


Рис. 4. Зависимость температуры пористой стенки от относительного расхода охладителя (азота)

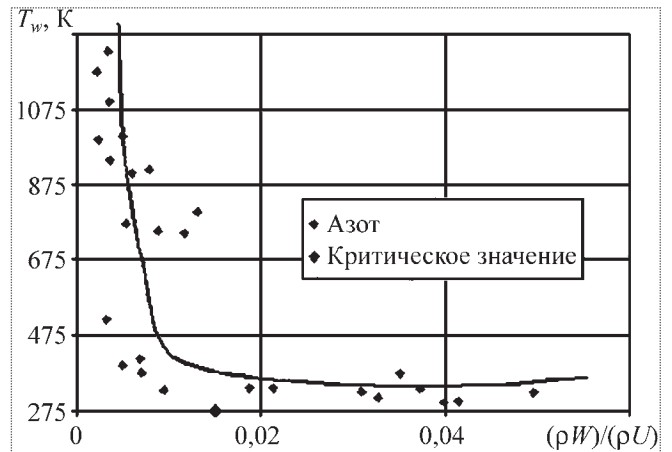


Рис. 5. Зависимость температуры пористой стенки от относительного расхода охладителя (гелия)

хода охладителя на единицу площади пористой стенки ρW к расходу продуктов сгорания у стенки секции тракта охлаждения ρU . Эти данные получены при испытаниях камер сгорания на компонентах топлива $N_2O_4 + (CH_3)_2N_2H_2$ с транспирационным охлаждением гелием и азотом. Температура охладителя близка к температуре окружающей среды.

На рисунках представлены данные только тех испытаний, после которых, по результатам визуального осмотра, состояние пористой стенки допускало проведение следующего испытания с пониженным расходом охладителя. Испытания прекращались при появлении на поверхности стенки интенсивных цветов побежалости. Таким образом, левые точки на рисунках определяют границы работоспособности тракта по расходу охладителя. На рисунках представлены данные, которые получены при испытаниях трактов различных конструкций. Этим объясняется рассеивание точек в левой части оси абсцисс.

Как видно из поведения кривых T_w на обоих рисунках, существуют две области: справа, при относительно больших значениях $(\rho W)/(\rho U)$, температура стенки близка к температуре охладителя и не изменяется при снижении его расхода – область блокированного конвективного теплообмена, за левой границей которой начинается рост температуры стенки при снижении расхода – область конвективного теплообмена.

Крупные точки на оси абсцисс представляют расчетное "критическое" значение относительной плотности потока массы охладителя – минимальное значение $(\rho W)/(\rho U)$, при котором тепловой поток в пористую стенку равен нулю. В соответствии с предложенной в [19] теорией пограничного слоя на проницаемой

поверхности, это критическое значение рассчитывали по уравнению

$$(\rho W) / (\rho U)_{cr} = b_{cr} \frac{C_{f0}}{2},$$

где C_{f0} – коэффициент трения на непроницаемой стенке в некоторых "стандартных" условиях, рассчитывался по параметрам потока продуктов сгорания; b_{cr} – критический параметр вдува, рассчитывался по свойствам (теплоемкостям) и температурам охладителя и обтекающей стенку потока. Как видно из рисунков, расчетные критические значения расхода охладителя находятся вблизи левой границы области блокированного теплообмена.

Таким образом, имеет место, как минимум, качественное совпадение теории и эксперимента, что открывает возможность создания полуэмпирических зависимостей, уточняющих теорию на основании полученных экспериментальных данных. Такие данные получены для всех остальных исследованных охладителей.

Другой перспективной областью применения пористых материалов является разрабатываемая в НИЦ РКП концепция транспирационного охлаждения лидирующей кромки топливных пилонов ГПВРД, которая представлена на рис. 6. Вкладыш из пористого материала 1 консолидирован с корпусом топливного пилона 2 с помощью диффузионной сварки. Охладитель (например, водород, метан) поступает в коллектор 3 через отверстие в боковом торце пилона при температуре $T_{ок}$. Из коллектора 3 он поступает в объем пористого вкладыша через его внутреннюю поверхность и

истекает в набегающий на пилон сверхзвуковой поток (с температурой и давлением торможения $T_{оо}$, $p_{оо}$, числом Маха M) через округленную поверхность лидирующей кромки.

Расчетные оценки течения и теплообмена в пористом вкладыше такого пилона, проведенные с использованием известных эмпирических уравнений теплообмена между охладителем и каркасом пористого материала, показывают: при охлаждении водородом работоспособность лидирующей кромки обеспечивается при плотности теплового потока на ее поверхности $3,6 \cdot 10^6 < q_w < 2,7 \cdot 10^7$ Вт/м² расходом водорода через пористый вкладыш (на единицу площади) – $0,03 < \rho W < 0,3$ г/(с·см²).

Важным достоинством этой концепции является возможность округления лидирующей кромки очень малым радиусом и уменьшения угла клиновидной части пилона без снижения надежности охлаждения и увеличения давления подачи охладителя – задача, решить которую традиционными методами охлаждения, по-видимому, невозможно.

Другой важный аспект: равномерно распределенный вдоль кромки охладитель, например, водород, метан вводится в заторможенный у кромки поток воздуха, где статическая температура близка к температуре торможения, и, далее, смешивается с воздухом в пограничном слое на плоскостях пилона. Это наилучшие условия для воспламенения и горения. Поэтому такая конструкция может стабилизировать горение основного расхода топлива ниже по потоку, которое вводится в камеру сгорания из тыльной поверхности пилона, – выполнять функции источника пилотного пламени.

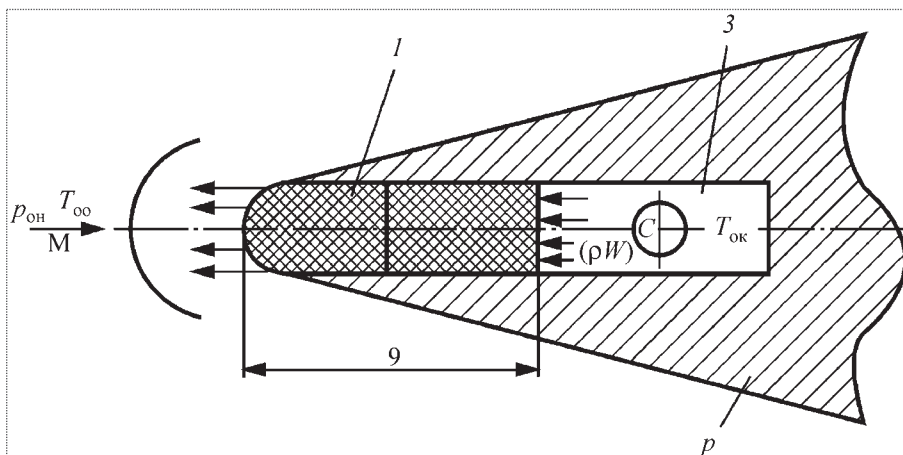


Рис. 6. Иллюстрация концепции транспирационного охлаждения лидирующей кромки топливного пилона ГПВРД

В НИЦ РКП созданы различные по конструкции пилоны с транспирационным охлаждением, предназначенные для экспериментальных исследований методов организации рабочего процесса в камерах сгорания ГПВРД, в частности, реализующих эту концепцию охлаждения лидирующей кромки.

На рис. 7 представлен один из таких пилонов. Он включает в себя установочный фланец и клиновидную рабочую часть (левая часть на рисунке), которая вводится в монтажный проем на стенке камеры



Рис. 7. Топливный пилон ГПВРД с транспирационным охлаждением лидирующей кромки

сгорания ГПВРД так, что сверхзвуковой поток камеры набегает на скошенную лидирующую кромку. Штуцеры на установочном фланце предназначены для подачи во внутренние коллекторы пилона основного горючего, охладителя и для вывода термпар, приваренных к поверхности пористого вкладыша лидирующей кромки.

Этот и другие пилоны успешно прошли предварительные огневые испытания при температуре набегающего сверхзвукового потока до 2000 К. В качестве охладителя использовали метан и водород.

Выводы

1. Созданы экспериментальные камеры сгорания ЖРД с транспирационным охлаждением на основе пористых сетчатых материалов.

2. Проведены экспериментальные исследования теплообмена в этих камерах методом огневых испытаний на натуральных компонентах. Получены экспериментальные зависимости температуры пористой стенки камеры от расхода охладителя в условиях экспериментов.

3. Предложена концепция транспирационного охлаждения лидирующей кромки топливного пилона ГПВРД, созданы экспериментальные образцы пилонов, реализующих эту концепцию, проведены огневые испытания этих пилонов.

Библиографический список

1. Cook R.T., Quentmeyer R.J. Advanced Cooling Techniques for High Pressure Hydrocarbon Fueled Engines // "AIAA Paper", 1980, N 1266.

2. Beyeley F.S., Cornforth I.W. Разработка и характеристики камер сгорания с пористым охлаждением конструкции // РЖ "Авиационные и ракетные двигатели", 1978, N 6.

3. Гортышев Ю.Ф., Муравьев Г.Б., Надыров Н.Н. Исследования теплоотдачи при однофазной конвекции в канале с пористой вставкой // Известия вузов. Авиационная техника. 1989. № 4.

4. Пелевин Ф.В. Теплообмен и гидравлическое сопротивление в пористых сетчатых материалах // Труды 2-й российской национальной конференции по теплообмену, Т.5. М., 1998.

5. Dawes P., Wheeler H. Preliminary experiments of Sweat Cooling // IPL California, Institute of Technology. Progress Report No 3-13. (July 1946).

6. Dawes P., Wheeler H. Experiments of Sweat Cooling with Nitrogen and Hydrogen // IPL California, Institute of Technology. Progress Report No 4-47. (September 1947).

7. Rannie J.B., Clickstein M.R., Kennet T.W. Investigation of Methods for Transpiration Cooling Liquid Rocket Chambers // Pratt & Whitney Aircraft, Report N PWA FR-3390, 1969.

8. Bhubang A.L., Labotz R.G., Zisk E.G. Demonstration of an Advanced Transpiration-Cooled Thrust Chamber // Aerojet General Corporation Report AFRPL-TR-66-295, 1967.

9. Fortini A., Bassham L.B. and all. Performance of a Transpiration - Regenerative Cooled Rocket Thrust Chamber // Aerojet Liquid Rocket Comp., Report NASA-CR-159742, 1979.

10. Ahern G.E., Nagy A.R., Shimizu H. // Marquardt Corporation, AFRPL 65-0381, 1967.

11. Robinson A.T., Alekander R.L., Ramadel J.D., Wolfson M.R. Transpiration Cooling with Liquid Metals // AIAA J., v.1, N 2, 1963.

12. Wilhelm W.F. Space Shuttle Orbiter Main Engine Design // Rocketdyne, SEA Preprint, No 720807, 1972.

13. Kisselevsky C., Dederra X. Ariane. Third Stage Engine System // AIAA Paper, 1974, No 1182, 1-6.

14. Хамимото Д., Акиба Р. Разработка и исследование форсуночной головки с пористым охлаждением // РЖ "Авиационные и ракетные двигатели", 1983. N 11.

15. Melikhov A.M. Experimental Study on Transpiration Cooling of liquid Rocket Engine Combustion Chamber // Proceedings of Third China-Russia-Ukraine Symposium on Aeronautical Science and Technology, 1994. P. 224-225.

16. Мелихов А.М. Экспериментальные исследования транспирационного охлаждения в камерах сгорания ЖРД // Труды Первой международной авиакосмической

конференции "Человек–Земля–Космос", 1995. Т. 4, С. 176–190.

17. **Бережной В.Н., Орлов В.А., Рубинский В.Р. и др.** Исследование характеристик транспирационного охлаждения на стендовой кислородно-водородной камере // Научно-технический юбилейный сборник. 1941–2001 гг. ИПФ "Воронеж". 2001. С. 233–241.

18. **Мелихов А.М.** Транспирационное охлаждение камер сгорания ракетных двигателей: материалы, методы расчета, опыт применения (обзор) // Научно-технический отчет по Контракту № 763549V, НИИХиммаш, 1995.

19. **Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И.** Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергоиздат, 1985.



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

Журнал распространяется по подписке, которую можно оформить в любом почтовом отделении (индекс по каталогу "Роспечать" 48906, каталогу "Пресса России" 29188 и каталогу "Почта России" 60258) или непосредственно в редакции журнала

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 "Издательство Машиностроение" / ООО "Машиностроение–Полет", 107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Редакторы номера *О.Г. Красильникова, И.Н. Мырина, Д.Я. Чернис*
Технический редактор *С.А. Жиркина*. Корректоры *Л.И. Сажина, Л.Е. Сонюшкина*

Сдано в набор 23.09.09. Подписано в печать 28.10.09. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 15,68 (в т.ч. цв. вкл. 0,98). Уч.-изд. л. 16,89 (в т.ч. цв. вкл. 1,5). Зак. 1120. Свободная цена.

Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ООО "Издательство Машиностроение".

Отпечатано в ООО "Подольская Периодика". 142110, Московская обл., г. Подольск, ул. Кирова, д. 15