

# КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ

## 2(5) 2014

апрель–июнь

### Научно-технический журнал

Журнал выходит ежеквартально

#### Главный редактор

член-корреспондент РАН Лопота В.А.

Выпускается с 2013 г.

#### Заместители главного редактора

академик РАН Легостаев В.П.  
дтн, профессор Синявский В.В.

#### Редакционная коллегия

дтн, профессор Алиев В.Г.

дтн, профессор Алексеев А.К.

член-корреспондент РАН Алифанов О.М.

академик РАН Анфимов Н.А.

дтн, профессор Беляев М.Ю.

дтн, профессор Борзых С.В.

академик РАН Зеленый Л.М.

дтн Зубов Н.Е.

академик РАН Каторгин Б.И.

дтн, профессор Кравец В.Г.

дтн Любинский В.Е.

академик РАН Микрин Е.А.

дтн Михайлов М.В.

академик РАН Попов Г.А.

дтн Платонов В.Н.

дтн Петров Н.К.

дтн, профессор Соколов Б.А.

член-корреспондент РАН Соловьев В.А.

дтн Сорокин И.В.

дтн Улыбышев Ю.П.

дтн Цыганков О.С.

академик РАН Федоров И.Б.

дтн, профессор Филин В.М.

#### Журнал является рецензируемым изданием

- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- журнал не содержит рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на журнал «КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ» обязательна
- плата с аспирантов за публикацию статей не взимается

#### Учредитель

ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва»

Журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору в сфере связей и массовых коммуникаций. Свидетельство ПИ №ФС 77-53991 от 8 мая 2013 г.

© ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва»

**Вниманию читателей!** С 16 мая 2014 г. электронную версию журнала «Космическая техника и технологии» можно найти на сайте <http://www.energia.ru/ktt/index.html>. В настоящее время доступны первые четыре номера журнала.

## СОДЕРЖАНИЕ

### СТРАТЕГИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ТЕХНОЛОГИЙ

**Алиев В.Г., Легостаев В.П., Лопота В.А.** Создание и пятнадцатилетний опыт эксплуатации ракетно-космической системы «Морской старт» ..... 3

### БАЛЛИСТИКА, АЭРОДИНАМИКА, МЕХАНИКА ПОЛЕТА, ПРОЧНОСТЬ, ИССЛЕДОВАНИЕ КОСМОСА

**Дядькин А.А.** Аэрогазодинамика ракетно-космического комплекса «Морской старт» ..... 14

**Кузнецов В.К., Петров Н.К.** Выбор условий нагружения ракеты космического назначения «Зенит-3SL» в составе комплекса «Морской старт» ..... 32

### СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ, КОСМИЧЕСКИЕ ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ, ДВИГАТЕЛИ, ДВИГАТЕЛЬНЫЕ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ

**Филин В.М.** Ракета космического назначения «Зенит-3SL» для программы «Морской старт» ..... 40

**Дядькин А.А., Казаков М.И., Лебедев В.И.** Разработка и внедрение системы дренажирования головной части ракеты космического назначения «Зенит-3SL» морского базирования ..... 49

**Аверин И.Н., Егоров А.М., Тутицын Н.Н.** Особенности построения, экспериментальной отработки и эксплуатации двигательной установки разгонного блока ДМ-SL комплекса «Морской старт» и пути ее дальнейшего совершенствования ..... 62

### БОРТОВЫЕ И НАЗЕМНЫЕ КОМПЛЕКСЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИСТЕМЫ

**Кравец В.Г.** Особенности контроля и управления полетом ракеты космического назначения по программе «Морской старт» ..... 74

**Гаврюк О.П., Купцова И.В.** Траектория выведения, система управления разгонного блока и точность выведения космического аппарата по программе «Морской старт» ..... 87

# SPACE ENGINEERING 2(5) AND TECHNOLOGY 2014

April-June

Scientific and Technical Journal

Published quarterly

**Editor-in-chief**

RAS Corresponding member **Lopota V.A.**

Published since 2013

**Deputy Editors-in-chief**

RAS academician **Legostaev V.P.**  
Dr.Sci.(Eng.), Professor **Sinyavskiy V.V.**

## CONTENTS

### STRATEGY AND PROSPECT FOR SPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGY DEVELOPMENT

- Aliev V.G., Legostaev V.P., Lopota V.A.** Development and fifteen-year operating experience of Sea Launch Rocket and Space System ..... 3

### BALLISTICS, AERODYNAMICS, FLIGHT DYNAMICS, STRENGTH, SPACE EXPLORATION

- Dyadkin A.A.** Aerogasdynamics of Sea Launch Rocket and Space Complex ..... 14

- Kuznetsov V.K., Petrov N.K.** Selection of loading conditions for Zenit-3SL integrated launch vehicle within Sea Launch Complex ..... 32

### LAUNCHERS, SPACE TRANSPORT SYSTEMS, ENGINES, PROPULSION AND POWER SYSTEMS

- Filin V.M.** Zenit-3SL integrated launch vehicle for Sea Launch Program ..... 40

- Dyadkin A.A., Kazakov M.I., Lebedev V.I.** Development and operation of venting system of ascent unit of Zenit-3SL Sea-based integrated launch vehicle ..... 49

- Averin I.N., Egorov A.M., Tupitsyn N.N.** Special features of architecture, developmental testing and operation of the propulsion system for the upper stage block DM-SL used in the Sea Launch Complex and avenues to its further improvement ..... 62

### ONBOARD AND GROUND CONTROL COMPLEXES AND SYSTEMS

- Kravets V.G.** Specifics of integrated launch vehicle flight monitoring and control under Sea Launch Program ..... 74

- Gavrelyuk O.P., Kuptsova I.V.** Ascent trajectory, upper stage control system and spacecraft injection accuracy under Sea Launch Program ..... 87

### Editorial Advisory Board

Dr.Sci.(Eng.), Professor **Aliev V.G.**

Dr.Sci.(Phys.-Math.) **Alekseev A.K.**

RAS Corresponding member **Alifanov O.M.**

RAS academician **Anfimov N.A.**

Dr.Sci.(Eng.), Professor **Belyaev M.Yu.**

Dr.Sci.(Eng.), Professor **Borzykh S.V.**

RAS academician **Zeleny L.M.**

Dr.Sci.(Eng.) **Zubov N.Ye.**

RAS academician **Katargin B.I.**

Dr.Sci.(Eng.), Professor **Kravets V.G.**

Dr.Sci.(Eng.) **Lyubinskiy V.E.**

RAS academician **Mikrin E.A.**

Dr.Sci.(Eng.) **Mikhaylov M.V.**

RAS academician **Popov G.A.**

Dr.Sci.(Eng.) **Platonov V.N.**

Dr.Sci.(Eng.) **Petrov N.K.**

Dr.Sci.(Eng.), Professor **Sokolov B.A.**

RAS Corresponding member **Soloviev V.A.**

Dr.Sci.(Eng.) **Sorokin I.V.**

Dr.Sci.(Eng.) **Ulybyshev Yu.P.**

Dr.Sci.(Eng.) **Tsigankov O.S.**

RAS academician **Fedorov I.B.**

Dr.Sci.(Eng.), Professor **Filin V.M.**

### The journal is a peer-reviewed publication

• the editorial opinion does not always coincide with the viewpoints of the contributors

• the journal does not contain any advertising

• manuscripts are not returned

• no material can be reprinted without a reference to the SPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGY journal

• postgraduate students are not charged for the publication of their papers

### Founder

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia

The journal is registered with the Russian Federal Surveillance Service for Mass Media and Communications.

Certificate ПИ №ФС 77-53991 dated May 8, 2013.

© S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia

Dear readers, please be advised that since May 16, 2014 an electronic version of our journal Space Engineering and Technology can be found at <http://www.energia.ru/ktt/index.html>. Currently available are the first four issues of the journal.

УДК 629.76/.78.085.4

## СОЗДАНИЕ И ПЯТНАДЦАТИЛЕТНИЙ ОПЫТ ЭКСПЛУАТАЦИИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ «МОРСКОЙ СТАРТ»

© 2014 г. Алиев В.Г., Легостаев В.П., Лопота В.А.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия»)  
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

*Рассмотрены преимущества морского базирования ракетно-космического комплекса «Морской старт» (Sea Launch). Приведены назначение и основные характеристики стартовой платформы, сборочно-командного судна, ракеты космического назначения «Зенит-3SL» с разгонным блоком DM-SL. Описаны особенности подготовки к старту, действующие на судно нагрузки при старте, действия экипажа после старта, управление пуском ракеты и ее полетом. Приведены результаты коммерческих пусков ракеты космического назначения с 1999 г. по настоящее время.*

**Ключевые слова:** проект «Морской старт» (Sea Launch), ракета космического назначения, стартовая платформа, сборочно-командное судно, разгонный блок DM-SL, подготовка к старту, управление пуском и полетом ракеты.

## DEVELOPMENT AND FIFTEEN-YEAR OPERATING EXPERIENCE OF SEA LAUNCH ROCKET AND SPACE SYSTEM

Aliev V.G., Legostaev V.P., Lopota V.A.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)  
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

*Consideration is given to advantages of the Sea Launch sea-based integrated launch vehicle. The paper presents the purpose and main performance data of the launch platform, assembly/command ship, Zenit-3SL rocket with DM-SL upper stage. It describes prelaunch processing specifics, lift-off loads applied on the ship, crew actions after launch, rocket launch and flight control. Results of commercial launches of the integrated launch vehicle are provided from 1999 up to the present day.*

**Key words:** Sea Launch project, integrated launch vehicle, launch platform, assembly/command ship, Zenit-3SL rocket, DM-SL upper stage, prelaunch processing, rocket launch and flight control.



АЛИЕВ В.Г.



ЛЕГОСТАЕВ В.П.



ЛОПОТА В.А.

АЛИЕВ Валерий Гейдарович — дтн, профессор, заместитель генерального конструктора РКК «Энергия», e-mail: [valery.aliev@rsce.ru](mailto:valery.aliev@rsce.ru)

ALIEV Valery Geydarovich — Doctor of Science (Engineering), Professor, Deputy General Designer at RSC Energia

ЛЕГОСТАЕВ Виктор Павлович — академик РАН, первый заместитель генерального конструктора по научной работе РКК «Энергия», e-mail: [victor.legostaev@rsce.ru](mailto:victor.legostaev@rsce.ru)  
LEGOSTAEV Victor Pavlovich — RAS academician, First Deputy General Designer in charge of research work at RSC Energia

ЛОПОТА Виталий Александрович — член-корреспондент РАН, президент, генеральный конструктор РКК «Энергия», e-mail: [vitaly.lopot@rsce.ru](mailto:vitaly.lopot@rsce.ru)  
LOPOTA Vitaly Alexandrovich — RAS Corresponding member, RSC Energia President and General Designer

Более 15 лет назад, 28 марта 1999 г., в 5 ч 30 мин по московскому времени, с экватора в акватории Тихого океана по проекту «Морской старт» стартовала ракета космического назначения (РКН) «Зенит-3SL» [1]. Интерес к проекту «Морской старт» (*Sea Launch*) был связан с оригинальностью решаемых проблем и их сложностью [2].

Идею старта больших ракет с морского судна нельзя назвать новой. Еще С.П. Королев предлагал подобное решение в 1960-х гг. Однако в силу экономических, политических и технических обстоятельств это предложение не было осуществлено.

Новым стимулом к созданию комплекса «Морской старт» послужил распад Советского Союза и отход космодрома Байконур к другому государству. Но выгоды и преимущества старта с океана оказались привлекательными не только для России [3].

Прорыв в технике всегда происходит там, где встречаются вместе, по меньшей мере, две разноплановые технологии или отрасли науки, позволяя сделать следующий шаг в будущее. Так произошло и на этот раз. Четыре компании, не нуждающиеся в рекламе, из четырех стран мира договорились решать проблему морского старта РКН совместно.

**Компания Boeing** — крупнейшая в США самолетостроительная и космическая компания. В ее активе — самолеты и космическая техника от первых американских ракет и спутников до работ по Международной космической станции (МКС). Основные направления коммерческой деятельности *Boeing*: авиационная, военная и космическая техника, управление информационными системами. В проекте «Морской старт» компания выступила в роли головного интегратора и ответственного за создание и эксплуатацию блока полезного груза, организацию и строительство берегового комплекса в Базовом порту (г. Лонг-Бич, США), а также за проведение маркетинга и взаимодействие с заказчиками.

**Открытое акционерное общество РКК «Энергия» им. С.П. Королева** (г. Королев, Московская обл.) — ведущее предприятие в России по созданию и эксплуатации ракетно-космиче-

ской техники, создатель первого искусственного спутника Земли, запустивший в космос первого человека. Сегодня — ведущая организация России по созданию и эксплуатации МКС. В проекте «Морской старт» она выступала как головной интегратор ракетного сегмента, в создании которого участвовали более 30 российских и нескольких украинских предприятий. Для упомянутого проекта корпорация разработала и серийно изготавливает разгонный блок ДМ-*SL*.

**Акционерная компания Kværner** (г. Осло, Норвегия) — крупнейшая в Европе судостроительная компания. Разрабатывает нефтебуро- вые платформы и технологии судостроения. Ее отделение — **компания Kværner Maritime a.s.** — в данном проекте обеспечило создание морского сегмента: модернизацию морской платформы, предназначеннной для нефтедобычи, в стартовую платформу (СП) и строительство нового сборочно-командного судна (СКС), а другое отделение — **компания Barber Kværner** — осуществляет их эксплуатацию.

**Государственное конструкторское бюро «Южное», Производственное объединение «Южмашзавод»** (г. Днепропетровск, Украина). Разработчики высокоэффективных баллистических ракет-носителей (РН) «Циклон» и «Зенит», а также космических аппаратов (КА) различного назначения. Именно здесь во времена СССР создавались стратегические ракеты типа СС-18 и СС-24. В проекте «Морской старт» разработали и изготавливают первые две ступени для РКН «Зенит-3SL».

5 мая 1994 г. в г. Лос-Анджелес (США) было подписано соглашение о разработке и создании нового ракетно-космического комплекса «Морской старт» (*Sea Launch*). Руководство России поддержало проект.

### Преимущества ракеты космического назначения «Морской старт»

Все элементы комплекса морского базирования подчинены одной задаче: запуску КА на околоземную орбиту из наиболее удобной для этой цели точки поверхности Земли [1]. Поскольку суши составляет всего 29%

поверхности земного шара, то при морском базировании в 2,5 раза расширяется возможность расположения места старта. Мало того, поскольку средства старта подвижные, то космодром может размещаться в любой точке водной поверхности и менять свое положение в зависимости от потребности заказчика. Сегодня в разных странах действует 16 космодромов, но ни один из них не обладает такими возможностями.

Не менее важным фактором является возможность всеазимутального запуска ракеты. Например, из экваториальной зоны Тихого океана (первая намеченная точка старта  $154^{\circ}$  з.д.) запуск возможен в любом направлении [4]. Следует подчеркнуть, что с большим трудом мы «поднимали» угол наклонения орбиты многоразового корабля *Shuttle* до  $51^{\circ}$  для строительства МКС на высоконаклоненных орбитах. Выше поднять так и не удалось, поэтому станция пролетает сегодня только над южными областями России, со всеми вытекающими последствиями. Естественным ограничением этого оказалось падение первых ступеней РН на территорию США в густонаселенных районах.

В настоящее время забота о падении первых ступеней РН «Зенит-3SL» ограничивается оповещением о временном запрете захода кораблей в опасную зону. Поскольку РН «Зенит-3SL» экологически чистая (продукты сгорания, в основном, вода и углекислый газ), отпадает вопрос о загрязнении океана. Меняя расположение точки старта, мы избавляемся от проблемы отчуждения земель для падения первых ступеней РН.

Возможность использования приэкваториальной зоны существенно повышает эффективность выведения КА на геостационарную орбиту (ГСО). Эффективность РН «Зенит-3SL» при запуске с экватора возрастает почти в три раза по сравнению с запуском с космодрома Байконур (Казахстан). Это обусловлено двумя факторами. Во-первых, на экваторе ракета получает линейную скорость от вращения Земли вокруг своей оси в полтора раза большую, чем при запуске с Байконура, расположенного на  $46^{\circ}$  с.ш. Во-вторых, и это самое главное, при выведении КА на ГСО из Казахстана требуется проведение дополнительных орбитальных маневров для перевода орбиты в плоскость экватора, что приводит к большим энергетическим затратам. Строительство российского космодрома в районе экватора весьма проблематично, так как связано не только с затратами на отчуждение земли, ее аренду, но и с созданием сложной наземной инфраструктуры.

В этом еще одно преимущество проекта «Морской старт». Для эксплуатирующей команды не требуется строить поселки (города-спутники) с детскими садами и школами. Наемная команда может жить на кораблях и сменяться каждые полгода. Вариант использования чужих космодромов возможен, но с большим риском, в силу политических причин.

### **Состав ракетно-космического комплекса морского базирования (РКК МБ)**

В состав РКК МБ принято включать РН «Зенит-3SL», СП, СКС, береговой комплекс и привлекаемые средства.

С целью обеспечения безопасности экипажа и эксплуатирующей команды было решено использовать два основных морских судна: платформу для старта и корабль для подготовки ракет и управления полетом [1].

**Стартовая платформа.** Основой для создания стартовой площадки послужила самоходная платформа для добычи нефти, построенная в Японии. Ее назвали «Одиссея». После страшнейшего пожара в Северном море в 1991 г. она была отремонтирована в г. Выборг и долгое время не находила применения. В 1995 г. компания «Морской старт» выкупила это судно. Затем было организовано его переоборудование под СП в г. Ставангер (Норвегия) с последующим возвращением в г. Выборг (рис. 1).



**Рис. 1. Стартовая платформа комплекса «Морской старт».** Параметры: длина – 133 м; ширина – 67 м; высота – 62 м; водоизмещение – 46 000 т; скорость – 12 узлов

СП представляет собой грандиозное сооружение: 133 м в длину, 67 м в ширину и 62 м в высоту. Ее водоизмещение 46 000 т. Такая мощная конструкция необходима для того, чтобы при запуске ракеты уменьшить амплитуду колебаний платформы. Дизельный двигатель мощностью 12 000 л.с. обеспечивает транзитную скорость платформы 12 узлов.

Конструктивно платформа состоит из двух удлиненных понтонов, десяти колонн, диаметр которых 7...13 м. Снизу колонны скреплены пятью горизонтальными траверсными балками. Дополнительные диагональные балки обеспечивают жесткость созданной конструкции. На колоннах, как на сваях, установлен корпус платформы, включающий в себя главную и верхнюю палубы, стартовую палубу, где находятся стартовый стол, ангар для ракеты, главная рубка для управления движением платформы и вертолетная площадка. Платформа сконструирована таким образом, чтобы выдержать при аварии взрыв РН на верхней палубе. При этом, естественно, на самой верхней палубе после старта РКН мало что может остаться целым.

Жилой блок платформы включает каюты на 68 человек, конференц-зал, комнаты отдыха, камбуз и столовую, склады для провизии. Платформа оснащена спасательными шлюпками, плотами и лодками, системой пожаротушения и безопасности на случай аварийных ситуаций.

СП оборудована всем необходимым для установки РКН «Зенит-3SL» на стартовый стол, обеспечения проверки систем, оборудования ракеты и блока полезного груза перед стартом, заправки ракеты топливом и ее старта. Керосин и жидкий кислород являются основными компонентами топлива для РКН «Зенит-3SL». Два бака для жидкого кислорода обеспечивают в течение длительного времени хранение окислителя при низкой температуре. Несмотря на близкое расположение баков к стартовому столу, они надежно защищены от действия струй работающих ракетных двигателей. Общая вместимость баков составляет 576 т кислорода, что полностью обеспечивает заправку трехступенчатой ракеты, а в случае необходимости — ее повторную заправку.

Два бака для хранения керосина общей емкостью 176 т снабжены специальной системой охлаждения методом барботирования (холодный азот пропускается сквозь массу керосина). Жидкий азот, используемый для охлаждения кислорода, керосина и заправки системы газоснабжения, хранится в емкостях, вмещающих 122 т.

В трюмах платформы установлены 464 баллона, где хранятся при высоком давлении (400 atm) азот, воздух и гелий, обеспечивающие проведение таких технологических операций, как наддув баков окислителя и горючего РКН «Зенит-3SL», зарядка баллонной ракеты азотом, подача азота и воздуха в системы и агрегаты ракетного оборудования на платформе и т. д. Специальные компрессоры обеспечивают заполнение баллонов воздухом и гелием до нужного давления.

Большие площади и объем на платформе занимает система терmostатирования ракеты. Эта система обеспечивает температурный режим РКН путем подачи воздуха с заданными температурными параметрами и необходимой чистотой и сухостью.

На платформе установлены современное навигационное оборудование, оснащение для управления перемещением платформы, система связи, в т. ч. со спутниками и СКС, радары и система предотвращения столкновений. Внутренняя система связи и телевидение обеспечивают проведение испытаний систем и подготовку ракеты к старту. Специальная площадка обеспечивает посадку вертолета. Аналогичными системами оборудовано командное судно.

Управление предстартовой подготовкой ракеты автоматизировано и ведется централизованно по специально подготовленным программам из пультовой.

В общей сложности на палубах и в помещениях платформы установлено более тысячи единиц уникального ракетного оборудования массой более 3 000 т.

**Сборочно-командное судно.** Название этого судна произошло от сути задач, которые на нем решаются. Командное судно было спроектировано и изготовлено заново фирмой *Kvaerner* в г. Глазго (Великобритания).

После того как экипаж покидает платформу, управление подготовкой старта ведется с командного судна с использованием радиолинии.

Для установки ракетного оборудования, так называемого «ракетного сегмента», в 1997 г. корабль прибыл в г. Санкт-Петербург на Канонерский судоремонтный завод, где за пять месяцев трехсменной работы было полностью установлено и проверено оборудование для технической позиции и центра управления полетом (рис. 2) — это более тысячи тонн уникального электронного оборудования [1].



**Рис. 2. Сборочно-командное судно.** Параметры: длина — 203 м; ширина — 32 м; высота — 40 м; водоизмещение — 30 800 т; скорость — 16 узлов

В трюмах корабля можно одновременно перевозить и хранить до трех ракет. Здесь производится сборка составных частей ракеты,стыковка ракеты с головным обтекателем и полезным грузом, полная техническая проверка всех систем РН и полезного груза: по наземным меркам это так называемая «техническая позиция» (рис. 3).



Рис. 3. В трюме сборочно-командного судна

Далее ракета перевозится на СП, а задачами корабля остаются:

- автоматизированное управление подготовкой ракеты к пуску;
- подача команды на пуск;
- автоматизированное управление полетом;
- сбор, регистрация, автоматизированная обработка и оценка телеметрической информации, получаемой от всех составных частей ракетного комплекса.

Поскольку на СКС могут одновременно находиться до 240 человек, участвующих в работе, надо было подумать об их времяпрепровождении. Поэтому здесь, кроме обычных помещений для работы и размещения оборудования, имеются одно- и двухместные каюты, кафетерий, комнаты отдыха, рестораны, кинотеатр, бассейн, комнаты для переговоров и т. д.

Этому способствуют внушительные размеры корабля: длина 203 м, ширина 32 м, высота (по рубке) 40 м. Водоизмещение СКС — 30 800 т, скорость — до 16 узлов.

**Ракета космического назначения «Зенит-3SL».** РКН «Зенит-3SL» включает в себя две первые ступени ракеты, разгонный блок ДМ-SL и блок полезного груза. Особое внимание при разработке проекта «Морской старт» уделялось его конкурентоспособности. В этой связи в качестве РН была выбрана ракета «Зенит». Она была разработана в 1985 г. в СССР с возможностью полной автоматической подготовки к пуску и предназначалась для беспилотных и пилотируемых полетов. Она же являлась составной частью первой ступени РН «Энергия». Основные комплектующие, такие как система управления и двигатели I ступени, разра-

ботаны в России. Ракета является экологически чистой. Двухступенчатая ракета (рис. 4) массой (в заправленном состоянии) 447 т, длиной 43 м и диаметром 3,9 м может вывести на низкую экваториальную орбиту 24 т полезного груза.



Рис. 4. Ракета «Зенит» (первые две ступени) в трюме сборочно-командного судна

Для вывода КА на ГСО в качестве III ступени был выбран ракетный разгонный блок (РБ) ДМ, в активе которого более двухсот успешных запусков. Этот ракетный блок для выведения на высокие орбиты до 6 т полезного груза обеспечивает многократное включение двигателя, 24-часовую продолжительность полета (при необходимости) и, чтобы не засорять космос, самостоятельный уход с орбиты после завершения работы.

Общий вид ракеты космического назначения, получившей название «Зенит-3SL» (здесь число «три» определяет количество ступеней ракеты, а аббревиатура *SL* — от *Sea Launch*, что в переводе на русский язык означает «Морской старт»), представлен на рис. 5. Поскольку этот комплекс запускается с подвижной стартовой платформы, ее элементы прошли определенную модернизацию с учетом новых условий запуска [5].



Рис. 5. РКН «Зенит-3SL». Параметры: высота — 59 652 м; диаметр ракеты — 3,9 м; диаметр блока полезного груза — 4,150 м; стартовая масса — 472 910 кг; масса БПГ — 8 246 кг

**Базовый порт.** Недалеко от г. Лос-Анджелес, там, где раньше была военная база США, в порту Лонг Бич размещен так называемый Береговой комплекс. Его задача — хранение элементов ракет, доставленных из России и Украины, разгонных блоков и топлива, доставляемых из России, и блоков полезного груза, доставляемых из США. Здесь проходит заправка СП жидким кислородом, керосином и газами. Отсюда отправляются корабли к месту старта. Сюда же они вернутся после запуска. По установленному сегодня сценарию, собранная с головным блоком и прошедшая «наземные» испытания ракета перегружается из СКС на СП в Базовом порту у пристани (рис. 6).



Рис. 6. Базовый порт

Однако, по первоначальному сценарию это должно было происходить не так. По проекту предполагалась возможность перекладки ракеты в открытом океане для проведения повторного запуска ракеты с другим спутником. Такая возможность послужила основой при выборе варианта СКС–СП. Но фирма *Kvaerner* не справилась с этой задачей.

**Дополнительные средства.** Для получения телеметрической информации о ходе полета ракеты в зоне отсутствия радиовидимости с СКС используется КА связи *TDRSS* [6]. Необходимое оборудование установлено на РКН «Зенит-3SL».

## Подготовка к старту

Первый старт был намечен на март 1999 г. [1]. Выйдя из Базового порта, СП с одной ракетой в ангаре и СКС с одной ракетой в трюме направились почти в центр Тихого океана в район о. Рождества.

По прибытии в точку старта платформа принимает полупогруженное положение. Она утапливается на глубину 21,5 м с целью увеличения ее устойчивости и демпфирования

в момент старта. Такое погружение увеличивает приведенный момент инерции платформы и ее массу более чем в два раза. Одновременно это положение платформы позволяет осуществить свободный проход стартовой команды между двумя судами путем соединения их телескопическим мостом.

Для погружения на названную глубину платформа оборудована системой балластировки, включающей в себя емкости, расположенные в понтонах и нижней части колонн. Наполнение морской водой производится через специальные клапаны. Откачивают воду шесть балластных насосов. Система управления процессами наполнения и откачивания воды расположена на главной палубе.

В точке старта оба корабля долгое время стоят рядом (рис. 7). Для синхронизации их взаимного движения управление платформой по курсу и перемещению ее центра масс осуществляется с СКС с использованием командной радиолинии, установленной на обоих кораблях. Такое управление позволяет стартовой команде безопасно перемещаться по телескопическому мосту и предотвращает взаимное соударение кораблей.



Рис. 7. Синхронное плавание сборочно-командного судна и стартовой платформы

После погружения платформы ракету, уложенную в ангаре СП на специальный установщик, готовят к старту. Медленно и аккуратно установщик подводит ракету к стартовому столу, поднимает ее в вертикальное положение и ставит на стартовый стол (рис. 8).

Соединение всех коммуникаций — электрических, жидкостных и газовых — происходит автоматически, без участия человека, по заранее разработанной программе. Автоматически проходит и проверка правильности,

надежности и герметичности соединений. После окончания предварительных работ по подготовке к старту бортовой расчет и экипаж платформы переходит на СКС. Десятки компьютеров включены в процесс управления и проверки бортовых систем ракеты, которой предстоит стартовать, и систем ракетного сегмента, которые обеспечивают заправку ракеты и проверку ее окончательной готовности.



*Рис. 8. Поднятие ракеты в вертикальное положение*

Дальнейшая подготовка к старту, включая заправку ракеты и сам старт, управляются с СКС по командной радиолинии.

Корабль отходит в безопасную зону, а платформа занимает стартовое положение (рис. 9).



*Рис. 9. Стартовое положение платформы (на переднем плане) и сборочно-командного судна*

СКС в период завершения подготовки к пуску и самого пуска располагается на расстоянии 5-8 км от платформы. Это расстояние было выбрано по соображениям безопасности и необходимости обеспечить радиоуправление между кораблями. Немаловажное значение имеют сохранение прямой видимости между кораблями и возможность быстро долететь до платформы на вертолете. Диапазон параметров взаимной ориентации СКС и СП выбран на базе следующих четырех факторов:

- направление ветра в районе старта;
- траектория полета;

- зона видимости антенн корабля для слежения за ракетой;
- поле зрения антенн управления и связи между двумя кораблями [1].

При первом пуске РКН «Зенит-3SL» СП размещался относительно СП в точке  $290^\circ$  по часовой стрелке от направления на север. Это направление не зависит от курса (направления продольной оси) ни СКС, ни СП.

Направление ориентации кормы СП может меняться в пределах  $30\ldots80^\circ$  по часовой стрелке от направления на север.

Направление ориентации СКС может изменяться в соответствии с направлением ориентации СП, однако, исходя из условий видимости антенн, угол между продольной осью СКС и направлением полета должен быть более  $30^\circ$ .

Следует отметить, что окончательное положение и ориентация судов в пределах заданных зон определяется за несколько часов до старта.

Платформа в точке старта должна постоянно поддерживать свое местоположение на поверхности океана. Задача точного выведения КА на ГСО, в силу принятой системы прицеливания [7], требует знания изменения положения платформы с погрешностью до 50 м. Для обеспечения такой точности стартовая платформа оборудована радиотехнической системой *GPS* и бескарданной системой управления и стабилизации. В качестве исполнительных органов используются пропеллеры и боковые винты.

При первых пусках система управления платформы работала автономно и не была связана с системой прицеливания, установленной на РКН «Зенит-3SL». В дальнейшем была организована передача данных, полученных от системы *GPS*, в систему управления ракетой для использования дополнительной информации перед запуском. На третьем этапе на борту РКН «Зенит-3SL» устанавливается система связи со спутником для непрерывной (или периодической) коррекции траектории при полете ракеты.

Для удержания плоскости платформы в горизонтальном положении СП снабжена автоматической системой коррекции крена и дифферента. Эта система перекачивает морскую воду из одних колонн в другие, обеспечивая независимую стабилизацию по двум каналам управления. Необходимость такой системы обусловлена предельной статической нагрузкой на ракету (система должна обеспечивать отклонение положения ракеты от вертикали  $\leq 1^\circ$ ) и условиями перемещения установщика (без уклона) при подходе к стартовому столу. Работая непрерывно в процессе подготовки и в

момент старта, эта система перекачивает морскую воду как при возвращении установщика в ангар, так и при заправке ракеты топливом. Естественно, в силу своей инерционности эта система не успевает следить за колебаниями платформы под воздействием набегающих с большой частотой морских волн.

## Старт

Типовая схема выводения КА на целевую орбиту следующая. Две первые ступени РКН «Зенит-3SL» с использованием своих двигательных установок выводят КА на промежуточную орбиту. Параметры этой орбиты, например, при выводении КА *Galaxy XIII* такие: высота в апогее  $H_a = 185$  км, высота в перигее  $H_p = -1\ 917$  км. Следует отметить, что если не включить маршевый двигатель (МД) РБ ДМ-SL, то КА упадет на Землю.

РБ ДМ-SL после первого включения МД выводит аппарат вначале на опорную орбиту с параметрами  $H_p = 180$  км,  $H_a = 8\ 353$  км, а затем, при повторном включении МД, на переходную к геостационарной орбите (ПГСО) с параметрами  $H_p = 2\ 378$  км,  $H_a = 35\ 834$  км.

Выведение на круговую ГСО возможно двумя способами: либо эту траекторию обеспечивает РБ ДМ-SL, либо, как в случае *Galaxy XIII*, эту операцию выполняет КА, снабженный двигательной установкой и имеющий достаточный запас топлива.

Момент старта (рис. 10), несмотря на кратковременность этого периода, является самым энергетически напряженным моментом по своему воздействию на платформу, и потому требует тщательного рассмотрения и изучения. При старте РН на палубе вблизи стартового стола возникает высокий уровень силового и теплового нагружения элементов конструкции [8].



Рис. 10. Старт ракеты космического назначения «Морской старт»

Это нагружение не должно превышать допустимый уровень, поэтому одной из основных задач при проектировании стартового стола было обеспечение наиболее полного отвода газовых струй двигателей от платформы, что в большой степени достигается в результате применения специального профилированного отражательного экрана, расположенного под опорами стартового стола. Полного отвода газа, с учетом подъема ракеты, естественно, добиться невозможно, поскольку с поднятием ракеты над платформой струи газа начинают растекаться по ее поверхности.

Взаимодействие струй газа с элементами пусковой установки приводит к возникновению сложных газодинамических процессов, различных по механизмам протекания, а также по видам энергии [9].

Прежде всего, струи газа оказывают интенсивное тепловое воздействие на поверхность платформы (как в зонах прямого воздействия, так и в зонах растекания). Тепловое воздействие на поверхность платформы обусловлено конвективными и лучистыми тепловыми потоками от струй двигателей.

Проведенные расчеты теплового воздействия на поверхность сооружений на палубе и на саму палубу показали, что такое воздействие допустимо при использовании недорогих средств защиты. При этом кабели и трубопроводы, проложенные по поверхности палубы, должны быть закрыты кожухами либо покрыты теплоизолирующим материалом.

С целью уменьшения воздействия газовых струй на элементы СП организован специальный алгоритм управления двигателями ракеты. Так, например, (и это не единственное решение) алгоритм управления движением ракеты при высоте подъема  $H = 30...200$  м обеспечивает поворот двигателей в плоскости рыскания, сводя их к оси ракеты, что, естественно, уменьшает площадь СП, на которую воздействуют струи.

Больше всего вопросов возникло (и это справедливо) о колебании платформы в момент запуска ракеты. Кроме веса ракеты, а при подъеме ракеты платформа от него освобождается, на поверхность платформы осуществляется газодинамическое воздействие. Естественно, что при расчетах силового воздействия не забыты силы, вызванные изменением силы Архимеда, эжекцией струй, силы тяжести от подачи воды (для уменьшения акустического воздействия) в струи двигательной установки.

Принятые меры настолько хорошо стабилизируют горизонтальное положение плат-

формы, что момент старта ракеты и ее уход со стартового стола для платформы остаются практически незамеченными. Интенсивное движение платформы в опасном направлении начинается только через 9 с, когда ракета поднимается на 200 м.

Гораздо большее влияние на колебания платформы в момент старта оказывает возмущение набегающих волн [9]. Следует отметить, что в связи с большой разницей в моментах инерции платформы относительно ее осей и (в зависимости от угла рыскания) разными площадями взаимодействия платформы с набегающей волной, волновые воздействия существенно меняются в зависимости от угла рыскания и от периода колебаний набегающей волны.

Анализ совместного движения платформы и ракеты показал, что безударное движение «опасных» точек в момент старта и первые секунды полета обеспечивается с большим запасом (0,4 м при допуске 1,3 м).

Безусловно, при большом волнении старт не производится. Обычно высота волн в точке старта, которая выбрана сегодня на экваторе ( $154^\circ$  з.д.), не превышает 2,0...2,5 м (период набегающей волны 4...17 с). Платформа в этом случае колеблется в пределах  $0,4^\circ$ .

Кроме учета общего силового воздействия на платформу проведены расчеты максимального давления струй на ее поверхность по мере удаления ракеты. Наиболее характерными местами такого воздействия являются силовые балки, связывающие колонны с пусковым устройством.

Давление на вертикальные поверхности выступающих элементов конструкции на поверхности верхней палубы не превышает  $4 \text{ кгс}/\text{м}^2$  и по мере удаления от стартового стола уменьшается от 0,1 до  $0,01 \text{ кгс}/\text{м}^2$  на противоположном конце СП. Так, например, на переднюю вертикальную поверхность ангара воздействуют растекающиеся по поверхности верхней палубы потоки газа с давлением, не превышающим  $0,1 \text{ кгс}/\text{м}^2$  (суммарная сила не более 20 тс). Однако, следует отметить, что во время первого старта из-за ошибок в креплении ворот ангара они были деформированы потоком газов. После исправления ошибки такого явления не наблюдалось.

Не обойдено вниманием и ударно-волновое давление на поверхность платформы в процессе запуска двигательной установки. В момент запуска на СП приходит со скоростью 340 м/с ударная волна, амплитуда которой, в основном, определяется тягой двигателя, циклограммой его работы и пусковыми характеристиками двигательной установки.

Проведенные исследования не обнаружили серьезного влияния ударной волны (с учетом

ее длительности и амплитуды) на поверхность платформы, тем более, что при включенной системе подачи воды в струи двигательной установки давление, реализуемое на нижней и вертикальных поверхностях СП, уменьшается почти вдвое.

Не приводя расчетных формул и опуская цифры, следует отметить, что акустическое воздействие и пульсация давления на поверхности платформы влечут за собой серьезные последствия для конструкции платформы, хотя не превышают по времени и 5 с.

В помещениях, расположенных в непосредственной близости от стартового стола, установлены дополнительные шумопоглощающие стены и потолки, полы залиты специальной мастикой. Все оборудование установлено на специальных амортизаторах.

Не менее интересная картина возникает при подъеме ракеты на 50...60 м, когда газовая струя воздействует на водную поверхность. На водной поверхности, недалеко от платформы, возникает воронка глубиной  $H_w < 2,5 \text{ м}$  и диаметром  $D = 10...15 \text{ м}$ . При этом волна достигает высоты 1 м. Естественно, что из образовавшейся воронки, в том числе в сторону СП, будет истекать газовый поток, перемешанный с водой. Длительность наиболее интенсивного потока не превышает 1 с при скорости 10...15 м/с. Проведенные исследования и результаты эксплуатации системы показали, что ни понтоны, глубоко погруженные в воду, ни элементы конструкции СП, обращенные к водной поверхности, воздействию этого потока и образовавшейся волны практически не подвергаются.

## После старта

В процессе полета РКН вся необходимая телеметрическая информация поступает на СКС. СКС – это центр управления полетом. Путь этой информации различен.

В первые минуты полета осуществляется прямая связь СКС с РН. Для этой цели на борту СКС установлены необходимое электронное и связное оборудование, антенны. Для прямой связи СКС с ракетой используется антenna «Протон». Одновременно с этим информация с РКН «Зенит-3SL» передается через спутник TDRSS [6]. При полете над Россией работают российские наземные комплексы управления и, в конечном счете, информация вновь приходит на СКС.

Для дублирования обработки полученной телеметрической информации кроме центра управления полетом на СКС используют подмосковный Центр управления полетом (г. Королев). Аналогичная система для обработки

информации ракеты «Зенит» устанавливается на Украине.

Информация о полезном грузе через спутники связи доставляется непосредственно заказчику.

После старта бортовой расчет экипажа платформы вновь переходит на платформу, и оба судна возвращаются в Базовый порт (рис. 11). Собранная ракета с очередным полезным грузом перегружается с СКС на платформу. В СКС загружаются следующие ступени ракет и полезный груз. Начинается проверка составных частей ракеты, их интеграция и подготовка к старту. В это время платформа заправляется жидким кислородом и азотом, газами и керосином для следующего старта.



*Рис. 11. Фонтаный салют в Базовом порту в честь прибытия стартовой платформы*

Сейчас возможен запуск до восьми ракет в год. При перегрузке ракеты с СКС на платформу в открытом океане частота запуска могла бы заметно увеличиться.

#### Данные по проведенным пускам

Данные по пускам РКН «Зенит-3SL» по состоянию на февраль 2013 г. представлены в приведенной ниже таблице [4]. Для тридцати двух из тридцати пяти пусков целевой орбитой являлась переходная к геостационарной орбита. Параметры промежуточной орбиты входили в число оптимизируемых. Для ряда миссий небольшие резервы топлива использовались для улучшения условий радиовидимости на критичных этапах полета.

Пять пусков прошли по одноимпульсной схеме, остальные — по двухимпульсным перигейной или постперигейной.

Наклонение переходной к геостационарной орбите на первых пусках отличалось от нулевого для того, чтобы в полосу разброса фрагментов ракеты космического назначения при аварии не попадали Галапагосские острова, находящиеся на удалении 7 000 км от точки старта вблизи экватора. Затем это ограничение было снято. Для некоторых миссий ненулевое наклонение целевой орбиты задавалось заказчиком пуска для последующего формирования самим космическим аппаратом наклонной геостационарной орбиты.

#### Данные по пускам РКН «Зенит-3SL»

Миссия	Дата старта	Масса КА, кг
<i>DemoSat</i>	28.03.99	4 500
<i>DirecTV-1R</i>	10.10.99	3 550
<i>ICO</i>	12.03.00	2 709
<i>PAS-9</i>	28.07.00	3 748
<i>Thuraya</i>	21.10.00	5 184
<i>XM Radio 2</i>	19.03.01	4 682
<i>XM Radio 1</i>	09.05.01	4 682
<i>Galaxy IIIC</i>	15.06.02	4 850
<i>Thuraya D2</i>	10.06.03	5 212
<i>EchoStar IX</i>	08.08.03	4 737
<i>Galaxy 13</i>	01.10.03	4 090
<i>Estrela do Sul</i>	11.01.04	4 772
<i>Direc TV-7S</i>	04.05.04	5 565
<i>Telstar-18</i>	29.06.04	4 780
<i>XM-Radio-3</i>	01.03.05	4 731
<i>Spaceway-1</i>	26.04.05	6 080
<i>IntelSat-A8</i>	23.06.05	5 500
<i>Inmarsat 4</i>	08.11.05	5 959
<i>EchoStar X</i>	16.02.06	4 335
<i>JCSat-9</i>	12.04.06	4 403
<i>Galaxy-16</i>	17.06.06	4 639
<i>Koreasat-5</i>	22.08.06	4 550
<i>XM Radio-4</i>	30.10.06	5 193
<i>New Skies-8</i>	01.02.07	5 920
<i>Thuraya D3</i>	15.01.08	5 180
<i>DirecTV 11</i>	20.03.08	5 960
<i>Galaxy-18</i>	21.05.08	4 642
<i>EchoStar XI</i>	16.07.08	5 581
<i>Galaxy-19</i>	24.09.08	4 692
<i>Sicral 1B</i>	20.04.09	3 120
<i>Atlantic Bird</i>	24.09.11	4 648
<i>IntelSat19</i>	01.06.12	5 600
<i>IntelSat 21</i>	19.08.12	5 984
<i>EutelSat70B</i>	03.12.12	5 262
<i>IntelSat27</i>	01.02.13	6 241

## Заключение

Ракетно-космический комплекс «Морской старт», несомненно, является одним из самых грандиозных проектов XX века, не имеющих аналогов в мировой практике. Он неоднократно обсуждался в ходе работы российско-американской совместной комиссии по экономическому и технологическому сотрудничеству и получил поддержку глав правительств двух государств. Проект включен в российскую федеральную программу.

В США проект объявлен самым выдающимся проектом конца XX века.

С палубы стартовой платформы за прошедшие 15 лет осуществлено 35 запусков (три из них неудачно) космических аппаратов на геостационарную орбиту.

Система «Морской старт», интегрировав лучшие технологические решения России, Украины, США и Норвегии, позволяет получить новое качество в средствах выведения космических аппаратов — подвижной морской стартовый комплекс. Его отличает безопасность эксплуатации, отсутствие персонала на стартовой площадке, экологичность применяемых компонентов топлива и высокая эффективность.

Этот пионерский проект состоялся во многом благодаря коллективным усилиям специалистов РКК «Энергия» и всей российской и международной кооперации.

Огромная роль в создании всего комплекса «Морской старт», безусловно, принадлежит академику Ю.П. Семенову, в то время генеральному конструктору РКК «Энергия» имени С.П. Королева.

Это благодаря его технической эрудиции, упорству и настойчивости были решены многие как технические, так и организационные проблемы. Впервые без финансовой поддержки государства, в партнерстве с американской фирмой *Boeing*, норвежской фирмой *Kvaerner*, КБ «Южное» и ПО «Южмаш», был создан ракетно-космический комплекс морского базирования, которому нет равных в мировой практике по техническому совершенству и организации работ.

В России на сегодняшний день подготовлены и ждут своего часа новые, более мобильные проекты, обеспечивающие высокую подвижность с уменьшением периодичности

старта и с еще большей автоматизацией и автономностью.

*От редакции:* 26 мая 2014 г. был успешно произведен очередной, 36-й, пуск ракеты космического назначения с платформы «Морской старт».

## Список литературы

1. Легостаев В.П. Старт с поверхности океана // Полет. 1999. № 2. С. 3–14.
2. Легостаев В.П., Семенов Ю.П., Шорин А.Н. Ракета космического назначения «Морской старт» // Авиапанorama. 1996. № 1.
3. Legostaev V.P., Semenov U.P. The Sea Launch-Brilliant Prospects // Aerospace Journal. March, 1999.
4. Верховцева Т.И., Гаврелюк О.П., Заборский С.А., Мовчан А.А., Панчука А.А., Улыбышев Ю.П., Шибаев А.А. Баллистика системы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 16–25.
5. Филин В.М. Ракета космического назначения «Зенит-3SL» для программы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 40–48.
6. Кравец В.Г. Особенности контроля и управления полетом ракеты космического назначения по программе «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2 (5). С. 74–86.
7. Гаврелюк О.П., Купцова И.В. Траектория выведения, система управления разгонного блока и точность выведения космического аппарата по программе «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2 (5). С. 87–93.
8. Кузнецов В.К., Петров Н.К. Выбор условий нагружения ракеты космического назначения «Зенит-3SL» в составе комплекса «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2 (5). С. 32–39.
9. Дядькин А.А. Аэрогазодинамика ракетно-космического комплекса «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2 (5). С. 14–31.

*Статья поступила в редакцию 26.03.2014 г.*

## АЭРОГАЗОДИНАМИКА РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА «МОРСКОЙ СТАРТ»

© 2014 г. Дядькин А.А.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия»)  
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

Одним из ключевых моментов при создании комплекса «Морской старт» было решение вопросов аэродинамики ракеты космического назначения «Зенит-3SL», стартующей со стартовой платформы в условиях качки и ветрового воздействия, и определение силовых, тепловых и акустических воздействий на стартовую платформу от струй маршевого двигателя ракеты-носителя.

**Ключевые слова:** стартовая платформа, газодинамические воздействия, пульсации давления, акустика, ветровые воздействия, ракета космического назначения, аэrodинамика.

## AEROGASDYNAMICS OF SEA LAUNCH ROCKET AND SPACE COMPLEX

Dyadkin A.A.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)  
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

One of the milestones in development of the Sea Launch Complex was a solution of aerogasdynamics issues for Zenit-3SL integrated launch vehicle being launched from the launch platform under sea motion and wind conditions, and determination of loading, thermal and acoustic effects on launch platform caused by the launch vehicle plume impingement.

**Key words:** launch platform, gasdynamic loads, pressure pulsation, acoustics, wind loads, integrated launch vehicle, aerodynamics.



ДЯДЬКИН Анатолий Александрович — ктн, начальник отдела РКК «Энергия», e-mail: [anatoly.a.dyadkin@rsce.ru](mailto:anatoly.a.dyadkin@rsce.ru)  
DYADKIN Anatoly Alexandrovich — Candidate of Science (Engineering), Head of Department at RSC Energia

ДЯДЬКИН А.А.

### Введение

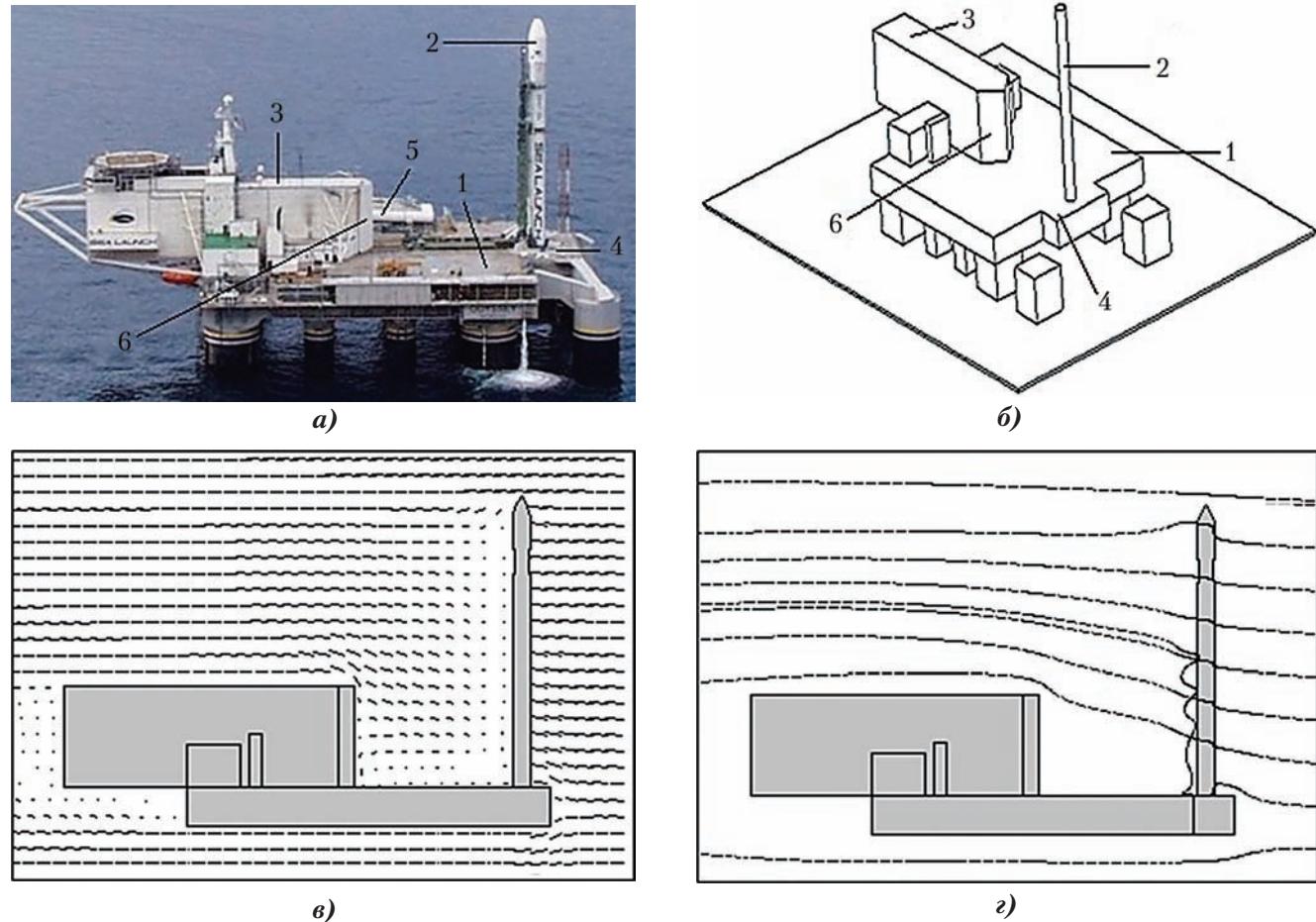
В статье рассматриваются технические аспекты решения задач аэрогазодинамики ракетно-космического комплекса «Морской старт», созданного в рамках международной кооперации с участием РКК «Энергия» и Конструкторского бюро транспортного машиностроения (КБТМ) — Россия, фирмы *Boeing* (США), фирмы *Kvaerner Maritime* (Норвегия) и ГКБ «Южное» (Украина). Проектные ра-

боты начаты в 1994 г. и завершены в 1999 г. успешным запуском ракеты космического назначения (РКН) «Зенит-3SL» с плавучей стартовой платформой (СП) «Одиссей» из акватории Тихого океана. К настоящему времени с СП осуществлено 35 запусков [1].

Особенностью комплекса «Морской старт» является запуск РКН «Зенит-3SL» среднего класса с подвижной СП ограниченных размеров (~50×60 м — размер верхней стартовой палубы) в условиях морской качки

и ветрового воздействия. При этом взаимное перемещение РКН и СП в момент старта определяется начальными возмущениями РКН от движущейся на волнах СП в момент разрыва силовых связей, движением СП под действием газодинамических сил и моментов от струй двигательной установки (ДУ) после разрыва силовых связей, а также ветровым воздействием.

На СП размещается ангар для хранения РКН в процессе транспортирования в точку старта и предстартовой подготовки, а также ракетное оборудование — пусковое устройство (ПУ), емкости хранения кислорода, электро- и пневмокоммуникации, кабель-мачта и др. (рис. 1). Запуск РКН осуществляется в автоматическом режиме без участия человека. Специалисты покидают платформу за четыре часа до пуска.



**Рис. 1. Влияние платформы на структуру течения около ракеты космического назначения (РКН) при ветровом воздействии со стороны ракеты:** а — конфигурация платформы с РКН перед пуском; б — расчетная модель для исследования полей течения и аэродинамических характеристик РКН; в — поле скоростей в плоскости симметрии платформы; г — линии тока в плоскости симметрии платформы; 1 — стартовая платформа; 2 — ракета космического назначения; 3 — ангар; 4 — пусковое устройство; 5 — емкости кислорода; 6 — ворота ангара

На начальной стадии работ по проекту стоял ряд принципиальных вопросов, которые предстояло решить. В их числе:

- определение теплового, силового и акустического воздействий струй ДУ на конструкцию СП;
- определение воздействия растекающихся по поверхности СП газовых потоков на ангар и ракетное оборудование, установленное на стартовой палубе;
- анализ влияния палубных надстроек на аэродинамические характеристики ракеты космического назначения при ветровом воздействии;

• влияние качки и ветрового воздействия на относительное движение РКН и СП и безударность выхода РКН из ПУ;

• последствия взаимодействия струй ДУ с водной поверхностью в процессе подъема ракеты космического назначения;

• уровень акустических воздействий на блок полезного груза (БПГ) с космическим аппаратом (КА) в процессе подъема РКН.

Уже первые оценки воздействия струй двигательной установки РКН на СП показали, что локальные давления на поверхности ПУ и стартовой палубе могут достигать ~18...21 атм при температуре продуктов сгорания в зоне

воздействия до 1 500 °С. К чему приводят такие уровни воздействий, демонстрирует рис. 2, на котором показана титановая деталь, снятая с верхней поверхности блока «Я» ПУ много-разовой космической системы «Энергия–Буран» после первого пуска. На боковых блоках ракеты-носителя (РН) «Энергия» использовались те же двигатели, что и на РН «Зенит». Видно, что растекающиеся по поверхности ПУ струи ДУ вызывают коррозию металла перед препятствиями, встречающимися на их пути (в данном случае перед головкой болта). Глубина выемки достигает ~10 мм (на рис. 2 представлена также модель системы «Энергия–Буран» масштаба M1:200). Было понятно, что аналогичная ситуация реализуется и при запуске «Зенит-3SL» в случае прямого воздействия струй на поверхность ПУ и СП с малых высот без реализации специальных мероприятий по снижению воздействий. Большую опасность с точки зрения воздействий на ангар каркасной конструкции больших размеров и ракетное оборудование, расположенное на стартовой палубе, представляли газовые высокотемпературные потоки, растекающиеся по палубе из зоны взаимодействия струй ДУ с поверхностью ПУ и СП. Пульсации давления и акустическое излучение струй обусловливали, по оценкам, очень высокие суммарные уровни акустического давления в помещениях СП с ракетным оборудованием (до 150...160 дБ) и в зоне головного обтекателя (ГО) БПГ с КА. Суммарные уровни акустического давления в зоне ГО могли достигать 154,4 дБ (относительно давления  $2 \cdot 10^{-10}$  кгс/см<sup>2</sup>), что делало РКН «Зенит-3SL» неконкурентоспособной по этому показателю в сравнении с другими РКН («Союз», «Ариан-5» и др.), в связи с очень жесткими требованиями разработчиков КА к суммарному уровню акустики под ГО (на уровне ~142 дБ).

В силу изложенного, вопросы исследования и определения акустических воздействий на БПГ и характеристик струйных воздействий на СП, ангар и ракетное оборудование, а также способов и средств их снижения имели ключевое значение при создании комплекса «Морской старт».

Анализ особенностей течения около нефтяных платформ [2] в условиях ветрового воздействия показал, что на поверхности верхней палубы формируется сложная структура течения с ярко выраженным циркуляционными зонами. При этом картина течения определяется конфигурацией палубных надстроек и азимутом ветра. Вследствие чего следовало ожидать существенного изменения аэродинамических характеристик РКН «Зенит-3SL», стартующей

с СП, по сравнению с характеристиками в равномерном поле ветровых скоростей.

Корпус первой ступени РКН «Зенит-3SL» заглушен в момент старта в проем ПУ примерно на 4,5 м. Учитывая сравнительно малый зазор между стенками проема и корпусом РН (порядка 1,5 м), в условиях качки СП возникает опасность соударения ракеты с ПУ в процессе подъема. Поэтому для анализа динамики относительного движения РН и ПУ необходимо знание точных значений аэродинамических сил и моментов, действующих на РКН в условиях интерференции с СП.

Таким образом, в рамках проекта «Морской старт» предстояло решить две ключевые задачи аэрогазодинамики:

- определить суммарные и распределенные аэродинамические характеристики РКН в условиях ветрового воздействия и присутствия платформы для анализа нагрузок и динамики движения на стартовом участке полета;
- исследовать газодинамические, акустические и тепловые воздействия струй ДУ на РКН, СП, ангар и ракетное оборудование, а также предложить решения, позволяющие снизить уровень воздействий до приемлемых значений.



*Рис. 2. Последствия воздействия на титановую заглушку, расположенную на внешней поверхности блока «Я» стартового комплекса «Энергия–Буран», струй двигательной установки ракеты-носителя «Энергия», растекающихся по поверхности*

Комплекс «Морской старт» создан в рекордно короткие сроки благодаря прежде всего минимальному количеству бюрократических надстроек и творческому отношению всех участников к решению самых сложных вопросов. Не требовалось огромного количества согласующих подписей служб, не имеющих прямого отношения к конечному результату. Для решения любого технического вопроса у руководства достаточно было заключения ведущих специалистов всех партнеров и руководителя работ по данному направлению. Технические встречи специалистов были всегда очень насыщенными, а протоколы совещаний зачастую подписывались у трапа самолета.

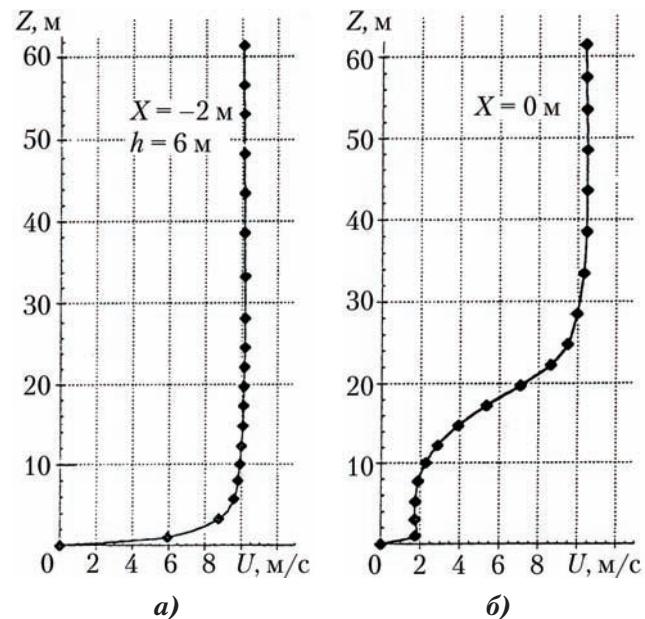
### Аэродинамические характеристики ракеты космического назначения

Из-за сжатых сроков выполнения работ аэродинамические характеристики для проектных исследований не могли быть получены на основе испытаний моделей в аэродинамических трубах. Изготовление моделей РКН и СП, организация и проведение испытаний, анализ их результатов требовали 0,5...1 год. Поэтому впервые в практике промышленного проектирования было использовано компьютерное моделирование обтекания РКН с СП вязким несжимаемым потоком газа с привлечением одной из первых версий программного комплекса (ПК) *FlowVision* [3]. Упомянутая версия ПК позволяла рассчитывать течение вязкого газа при малых до-звуковых скоростях, что соответствовало условиям обтекания СП и РКН при ветровом воздействии.

По исходным данным РКК «Энергия» фирмой «ТЕСИС», разработчиком ПК *FlowVision*, проведены расчетные исследования обтекания РКН и СП при различных азимутах ветрового воздействия [4].

Расчетные исследования [5] показали, что при ветровом воздействии на СП со стороны ангара в зоне пускового устройства реализуется интенсивное возвратное течение (рис. 3) с соответствующими профилями скорости по высоте РН, которое обуславливает существенное уменьшение несущей способности хвостовой части РН (рис. 4), в результате чего изменяются моментные характеристики РКН — центр давления смещается в сторону носовой части, что неблагоприятно оказывается на динамике относительного движения РКН и качающейся СП. Впервые полученные на основе компьютерного моделирования аэродинамические характеристики предстояло использо-

вать для анализа динамики движения ракеты космического назначения, расчета нагрузок и принятия решений по доработке конструкции ракеты космического назначения.



**Рис. 3. Влияние платформы на профиль ветровых скоростей  $U$  по высоте РН:** а — при ветровом воздействии со стороны РКН; б — при ветровом воздействии со стороны ангара

Последующие экспериментальные исследования моделей РКН с СП подтвердили правильность и высокую точность расчетных значений аэродинамических характеристик (рис. 4). Сравнение интегральных значений коэффициентов нормальной силы  $C_y$  и центра давления  $C_d$  при ветровом воздействии на РКН со стороны ангара приведены в табл. 1. Испытания проведены на моделях масштаба M1:65 в аэродинамической трубе У-21 ЦНИИмаш (рис. 5). На рис. 6 продемонстрирована сложная структура течения на поверхности СП со стороны ангара, хорошо согласующаяся с расчетными данными.

Аналогичный подход использован для решения другой актуальной задачи — определения ветрового воздействия на ракету космического назначения при перегрузке со сборочно-командного судна (СКС) на СП в Базовом порту (БП). Исследования показали, что неравномерное поле скоростей, формирующееся в пространстве между СКС и СП (рис. 7), обуславливает существенно неравномерное распределение поперечных и нормальных сил по длине ракеты и создает возмущающие моменты, усложняющие процесс перегрузки в условиях ветрового воздействия и качки. Учитывая малые зазоры между корпусом РКН и загрузочным люком на СП, этот результат был чрезвычайно важен для анализа безударности перегрузки.

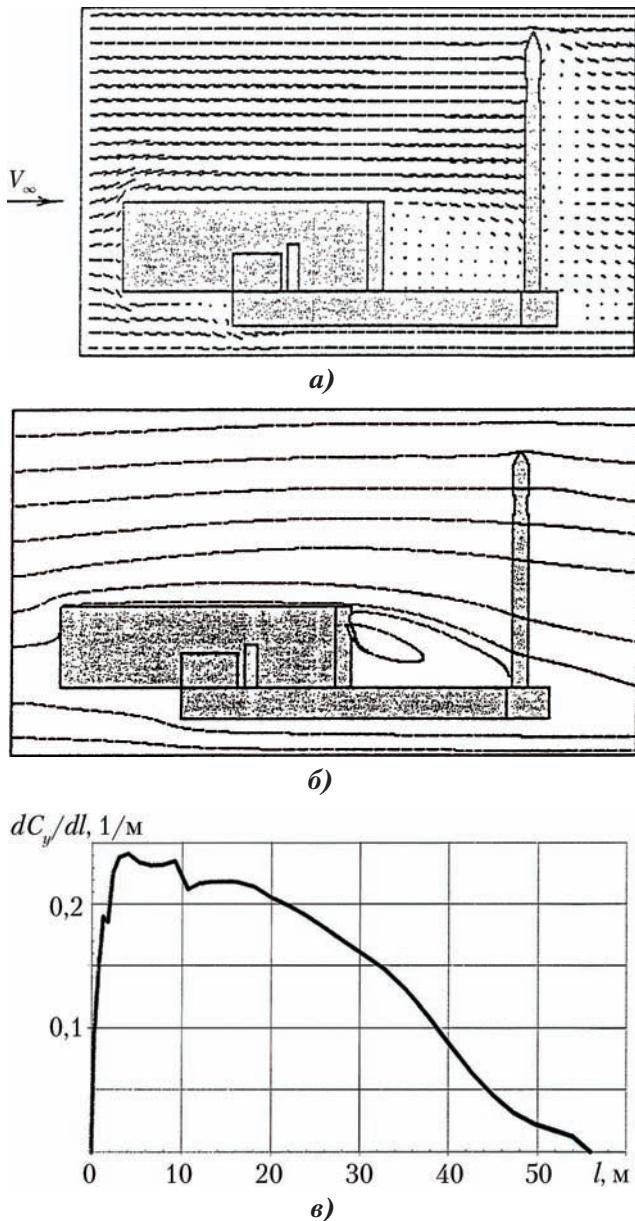


Рис. 4. Влияние платформы на структуру течения около РКН и распределение коэффициента нормальной силы  $C_y$  по длине  $l$  при ветровом воздействии со стороны ангаров: а – поле скоростей в плоскости симметрии платформы; б – линии тока в плоскости симметрии платформы; в – расчетная эпюра распределения  $C_y$  по длине  $l$  РКН



Рис. 5. Модель для исследования аэродинамических характеристик РКН в присутствии СП при ветровом воздействии в аэродинамической трубе У-21 ЦНИИмаш

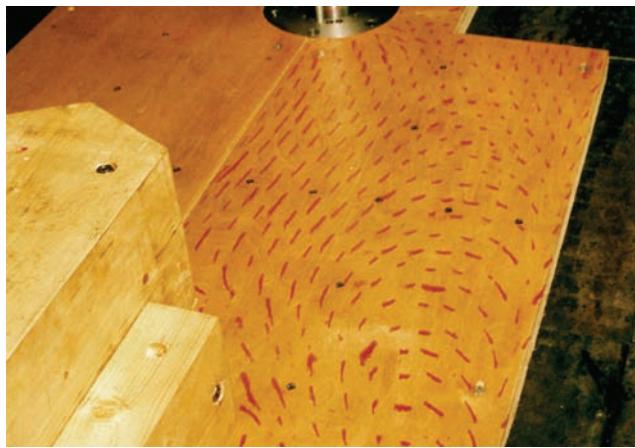


Рис. 6. Линии тока на поверхности стартовой платформы при ветровом воздействии

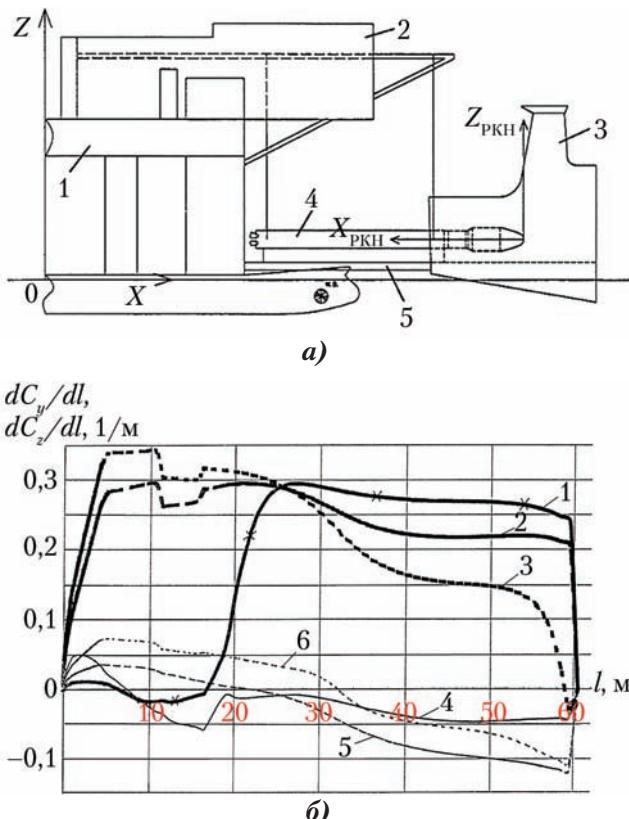


Рис. 7. Схема перегрузки РКН со сборочно-командного судна (СКС) на СП. Распределение коэффициентов нормальной  $C_y$  и поперечной  $C_z$  сил по длине  $l$  РКН в зависимости от высоты подъема  $Z$  при ветровом воздействии: а – схема перегрузки: 1 – СП, 2 – ангар, 3 – СКС, 4 – РКН, 5 – апарель; б – распределение коэффициентов сил по длине: 1 –  $dC_y/dl$ ,  $z = 10\text{ м}$ ; 2 –  $dC_y/dl$ ,  $z = 20\text{ м}$ ; 3 –  $dC_y/dl$ ,  $z = 30\text{ м}$ ; 4 –  $dC_z/dl$ ,  $z = 10\text{ м}$ ; 5 –  $dC_z/dl$ ,  $z = 20\text{ м}$ ; 6 –  $dC_z/dl$ ,  $z = 30\text{ м}$

Таблица 1

#### Аэродинамические характеристики РКН в условиях ветрового воздействия

Аэродинамические характеристики	Расчет	Эксперимент
Коэффициент нормальной силы, $C_y$	9,13	8,4...9,84
Коэффициент центра давления, $C_d$	0,362	0,33...0,383

## Газодинамика старта

При старте и подъеме РКН газовые струи ДУ взаимодействуют с поверхностью ПУ, СП и между собой. При этом реализуется сложная пространственная картина течения газа, характеризующаяся наличием скачков уплотнения, отрывных зон и растекающихся вдоль горизонтальных поверхностей потоков. В результате этого взаимодействия элементы СП подвергаются значительному силовому, тепловому и акустическому воздействиям. Величины указанных воздействий определяются конфигурацией стартового комплекса, газодинамическими параметрами струй ДУ и траекторией движения РКН относительно СП.

При анализе воздействий на СП рассматривались два случая поведения платформы — с характерной амплитудой качки (вариант А) и с максимальной амплитудой качки (вариант Б) при произвольном направлении полета (азимуте) РКН над СП. Этим вариантам возмущений соответствуют зависимости от высоты подъема  $H$  РКН величин поперечных смещений  $Z$  следов струй ДУ (относительно оси ПУ), приведенные на рис. 8.

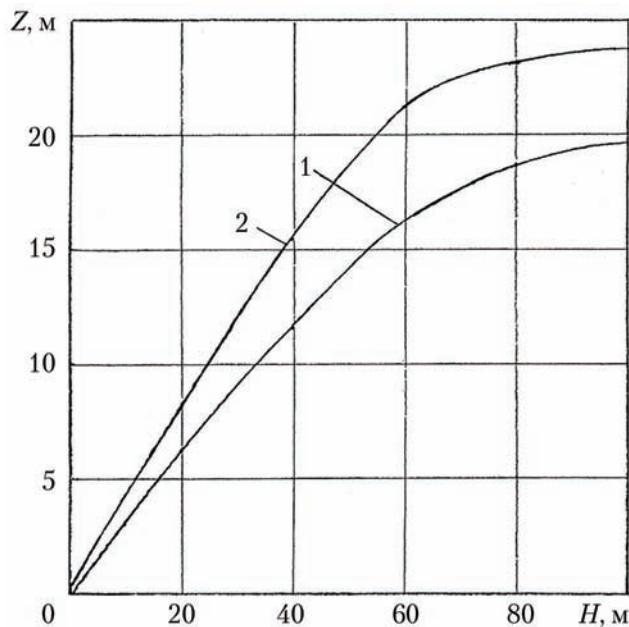


Рис. 8. Зависимости от высоты подъема РКН поперечных смещений следов струй ДУ относительно оси пускового устройства: 1 — вариант А для волн с характерной амплитудой качки; 2 — вариант Б для волн с максимальной амплитудой качки

Оценка воздействия струй на СП проводилась с использованием инженерной методики и результатов методических экспериментальных исследований взаимодействия струй модельной ДУ на твердом топливе, масштаба М1:72, с плоской поверхностью на открытом газодинамическом стенде РКК «Энергия».

Непосредственное воздействие струй на элементы СП начинается при высоте подъема ракеты  $H = 16,5$  м для варианта А и  $H = 10,5$  м для варианта Б. В табл. 2 приведены расчетные значения максимального  $P_{\max}$  и среднего  $P_{cp}$  по сечению струи давлений (избыточных по сравнению с атмосферным) в зонах непосредственного воздействия струй на поверхность стартовой палубы при различных смещениях  $Z$  и высотах подъема  $H$  для двух вариантов движения РКН. В этой же таблице даны значения радиусов  $R$  следов струй на поверхности платформы.

Таблица 2

Параметры воздействия струй двигателя на стартовую платформу для двух вариантов движения РКН

Вариант А	$H, м$	28,0	35,0	40,7	53,0	75,0	84,0	120
	$Z, м$	8,6	10,6	12,2	15,0	21,0	23,0	25,0
	$R, м$	3,0	3,6	4,2	5,4	7,8	8,4	—
	$P_{\max}, кгс/см^2$	12,5	10,0	6,5	4,8	2,2	1,6	0,3
	$P_{cp}, кгс/см^2$	4,5	4,0	3,0	2,1	0,5	0,4	0,2
Вариант Б	$H, м$	18,5	24,3	27,8	35,8	50,0	95,0	120
	$Z, м$	8,6	10,6	12,2	15,0	21,0	23,0	25,0
	$R, м$	2,25	2,5	3,0	3,8	5,2	10,0	—
	$P_{\max}, кгс/см^2$	21,0	18,0	12,5	9,5	4,5	1,0	0,3
	$P_{cp}, кгс/см^2$	7,0	6,0	4,5	3,8	2,6	0,3	0,2

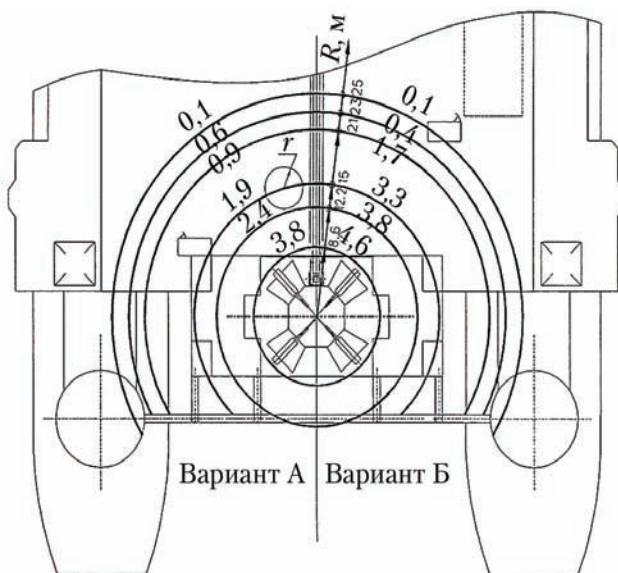
По оценкам, давление на вертикальных поверхностях СП на удалении 22 м от оси пусковой установки могло достигать 1,7...3,0 кгс/см<sup>2</sup> в зависимости от варианта качки.

Наряду с высокими значениями статического давления, в зонах взаимодействия и растекающихся струях реализуются интенсивные пульсации давления, максимальные среднеквадратичные уровни которых  $\sigma_{\max}$  приведены в табл. 3. Границы зон  $L$ , в пределах которых могут реализоваться пульсации давления с уровнем  $\sigma_{\max}$ , для случая ненаправленного движения РКН на стартовом участке представляют собой концентрические окружности с центром на оси ПУ. Размер зон действия  $\sigma_{\max}$  определяется радиусом  $r$  (рис. 9).

Таблица 3

Уровни пульсаций давления в зонах воздействия струй

Вариант А	$H, м$	28,0	40,7	53,0	75,0	84,0	120,0
	$L, м$	8,6	12,2	15,0	21,0	23,0	25,0
	$Z, м$	1,0	1,3	1,5	3,5	4,5	6,5
	$\sigma_{\max}, кгс/см^2$	3,8	2,4	1,9	0,9	0,6	0,1
Вариант Б	$H, м$	18,5	27,8	35,8	50,0	95,0	120,0
	$L, м$	8,6	12,2	15,0	21,0	23,0	25,0
	$Z, м$	0,7	1,0	1,2	1,5	5,5	6,5
	$\sigma_{\max}, кгс/см^2$	4,6	3,8	3,3	1,7	0,4	0,1



**Рис. 9. Максимальные значения пульсаций давления  $\sigma_{\max}$  и предельные радиусы зон их действия  $L$  на поверхности стартовой платформы (ненаправленное движение РН на стартовом участке)**

Наряду с пульсациями, на СП действует акустическое давление с суммарным уровнем до 175...180 дБ в диапазоне 10...4 000 Гц. Акустическое воздействие имеет характер широкополосного случайного процесса [6].

По оценкам, возможные величины тепловых потоков на поверхности СП изменяются от 80 000 кВт/м<sup>2</sup> (в зоне прямого воздействия струй в течение 1-1,5 с) до 1 000 кВт/м<sup>2</sup> (в дальней части зоны растекающихся струй газа в течение 4 с). Площадь воздействия может достигать 100 м<sup>2</sup>. Тепловое воздействие может приводить к нагреву элементов конструкции ПУ и СП до температуры их плавления, уносу материала с поверхности или локальному разрушению конструкции в результате потери прочности. Оценки температурного режима стальной конструкции платформы (толщина 23 мм) в зоне прямого воздействия струй показали, что эрозия поверхности наступает в момент приближения температуры конструкции к температуре плавления (~2 100 К), достигая 3...8 мм в зоне прямого воздействия и 1...2 мм в зоне растекающихся струй газа. После окончания воздействия конструкция СП в зоне следа струй прогревается до 200...300 °С.

Анализ полученных значений воздействий показал, что они являются неприемлемыми как с точки зрения прочности и целостности конструкции СП, ангара и ракетного оборудования на верхней палубе, так и с точки зрения оборудования, размещенного в помещениях СП. Требовалась разработка мероприятий по снижению всех видов воздействий до допустимых значений и защите элементов конструкции СП.

## Мероприятия по снижению воздействий на платформу

С целью снижения силовых, тепловых и акустических воздействий на СП и акустических воздействий на БПГ рассматривались следующие мероприятия:

- 1) введение угла наклона верхней (стартовой) палубы на 5° в направлении нос–корма;
- 2) заливка верхней палубы бетоном толщиной ~0,2 м (по аналогии с наземными стартами);
- 3) использование различного типа теплозащитных покрытий на верхней палубе и элементах конструкции;
- 4) использование старта РКН с заглубленным в воду газоотражателем, либо без газоотражателя;
- 5) введение системы подачи воды или специальной пены на верхнюю палубу СП;
- 6) реализация направленного увода РКН от СП с разработкой специальных алгоритмов отклонения сопел ДУ после выхода из проема ПУ.

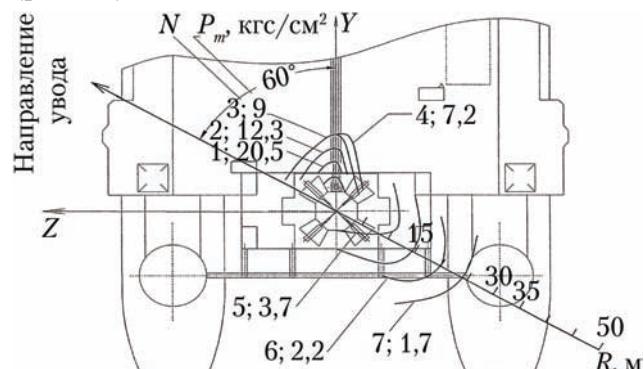
Проведенный анализ предложенных мероприятий показал, что большинство из них либо неэффективны (п. 1, 4), либо нереализуемы (п. 2 — чрезмерное увеличение массы СП), либо требуют частого восстановительного ремонта после пусков — п. 3. Мероприятия с подачей воды или пенообразующих смесей существенно увеличивают перечень специальных систем оборудования на СП.

Поэтому к реализации были приняты предложение РКК «Энергия» по направленному уводу РКН от СП и совместное предложение ГКБ «Южное», КБТМ и Научно-производственного центра автоматики и приборостроения им. акад. Н.А. Пилюгина (НПЦ АП) по разработке специальных алгоритмов отклонения (сведения) сопел ДУ на стартовом участке движения после выхода РН из проема ПУ с целью увеличения высоты подъема РКН, начиная с которой реализуется прямое воздействие струй на верхнюю поверхность ПУ и стартовой палубы.

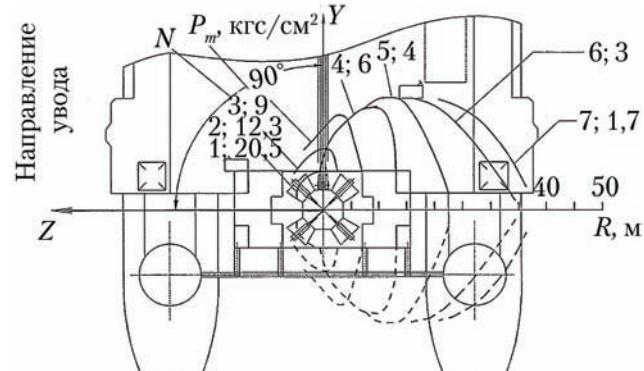
Проведенный РКК «Энергия» анализ показал, что введение направленного ускоренного увода РКН от СП позволяет значительно уменьшить размеры зон повышенных воздействий на поверхности СП и снизить уровни воздействий, особенно на ракетное оборудование и ангар, от растекающихся по поверхности палубы потоков газа. Рассматривались три направления ускоренного увода:

- под углом  $\varphi = 60^\circ$  к продольной оси платформы с полетом РКН в сторону ангары (рис. 10);

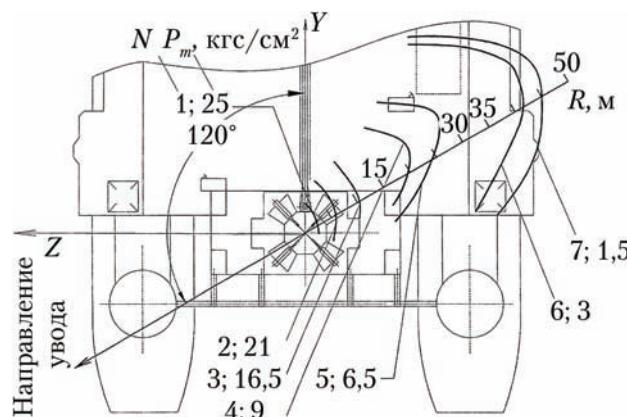
- под углом  $\phi = 90^\circ$  к продольной оси платформы (рис. 11);
- под углом  $\phi = 120^\circ$  к продольной оси платформы с полетом РКН в сторону от ангаря (рис. 12).



**Рис. 10. Максимальные значения давления на поверхности стартовой платформы при направленном уводе РКН,  $\phi = 60^\circ$  (на выносках указаны две цифры: первая – номер  $N$  высоты подъема, вторая – значения давления:  $N_1 - H = 21,0 \text{ м}$ ;  $N_2 - H = 28,5 \text{ м}$ ;  $N_3 - H = 37,0 \text{ м}$ ;  $N_4 - H = 41,5 \text{ м}$ ;  $N_5 - H = 62,6 \text{ м}$ ;  $N_6 - H = 75,0 \text{ м}$ ;  $N_7 - H = 81,2 \text{ м}$ )**



**Рис. 11. Максимальные значения давления на поверхности стартовой платформы при направленном уводе РКН,  $\phi = 90^\circ$  (на выносках указаны две цифры: первая – номер  $N$  высоты подъема, вторая – значения давления:  $N_1 - H = 21,0 \text{ м}$ ;  $N_2 - H = 28,5 \text{ м}$ ;  $N_3 - H = 37,0 \text{ м}$ ;  $N_4 - H = 41,5 \text{ м}$ ;  $N_5 - H = 62,6 \text{ м}$ ;  $N_6 - H = 75,0 \text{ м}$ ;  $N_7 - H = 81,2 \text{ м}$ )**



**Рис. 12. Максимальные значения давления на поверхности стартовой платформы при направленном уводе РКН,  $\phi = 120^\circ$  (на выносках указаны две цифры: первая – номер  $N$  высоты подъема, вторая – значения давления:  $N_1 - H = 21,0 \text{ м}$ ;  $N_2 - H = 28,5 \text{ м}$ ;  $N_3 - H = 37,0 \text{ м}$ ;  $N_4 - H = 41,5 \text{ м}$ ;  $N_5 - H = 62,6 \text{ м}$ ;  $N_6 - H = 75,0 \text{ м}$ ;  $N_7 - H = 81,2 \text{ м}$ )**

В случае старта с использованием траекторий ускоренного увода следы струй первоначально смещаются в направлении увода, а затем – в противоположном, в соответствии с направлением отклонения сопел ДУ. При этом величина смещения следов струй превышает аналогичные значения для вариантов А и Б, рассмотренных выше и приведенных на рис. 8.

В варианте  $\phi = 60^\circ$  струи ДУ воздействуют на край СП, ПУ, ферму, поддерживающую ПУ, опору фермы и подводную часть СП. В варианте  $\phi = 90^\circ$  струи воздействуют на СП на большей площади, чем в варианте  $\phi = 60^\circ$ , однако при этом обеспечивается более быстрый увод РН от СП. При  $\phi = 120^\circ$  интенсивному воздействию подвергаются кормовая часть СП на площади  $\sim 120 \text{ м}^2$  и ПУ.

Приведенные на рис. 10–12 изобары распределения избыточного давления показывают, что из всех рассмотренных вариантов преимуществом с точки зрения газодинамических воздействий обладает траектория увода РКН с углом  $\phi = 60^\circ$ . При сопоставимых с другими вариантами предельных значениях давления площадь поверхности СП, подвергающаяся интенсивному воздействию струй, уменьшается примерно в 10 раз. Траектории увода с углом  $\phi = 120^\circ$  имеют сравнимые с траекториями ненаправленного движения РКН предельные значения  $P_{\max}$ , но меньшие в полтора раза площади воздействия. В вариантах  $\phi = 90^\circ$  и  $120^\circ$  потоки газа, растекающиеся по поверхности палубы в сторону ангаря, менее интенсивные.

С точки зрения безопасности ангаря и СП в случае аварии РН на стартовом участке предпочтительным направлением ускоренного увода для дальнейшей проработки признан вариант движения РКН в направлении от ангаря.

В составе РН «Зенит» используется четырехкамерный двигатель с начальными углами установки сопел  $4,5^\circ$  по отношению к продольной оси РН. Управление движением РКН осуществляется за счет отклонения сопел по нормали к радиусу корпуса РН на угол  $6^\circ$ . Для уменьшения воздействий на СП предложен специальный алгоритм сведения сопел 1, 2 и 3, 4 навстречу друг другу относительно плоскости рыскания II–IV РКН после выхода ракеты из ПУ (рис. 13). Сведение сопел в направлении плоскости II–IV затягивает по высоте подъема прямое воздействие струй на верхние поверхности ПУ и СП.

Для определения потребных углов отклонения сопел  $\sigma_c$  с целью уменьшения воздействия струй РКК «Энергия» сформированы

требования (ограничения) по границам зон, в пределах которых должны находиться оси следов эквивалентных струй (рис. 13). Под эквивалентными понимаются осесимметричные струи, имеющие расход газа, равный сумме расходов газа двух соседних одиночных струй с аналогичными газодинамическими параметрами на срезе сопел. Ограничения задавались с учетом допустимых значений воздействий, согласованных с фирмой *Kvaerner*, проектировавшей платформу и ангар и проводившей вибропрочностной расчет. В соответствии с ограничениями по положению следов струй на поверхности стартовой палубы и СП, представленными на рис. 13, б, ГКБ «Южное» определены предельно допустимые углы отклонения (сведения) сопел  $\sigma_c$ . Зависимость предельных значений углов  $\sigma_c$  от высоты подъема РКН приведена на рис. 13, а. На этом же рисунке показаны фактические значения углов  $\sigma_c$ , реализовавшиеся в одном из пусков.

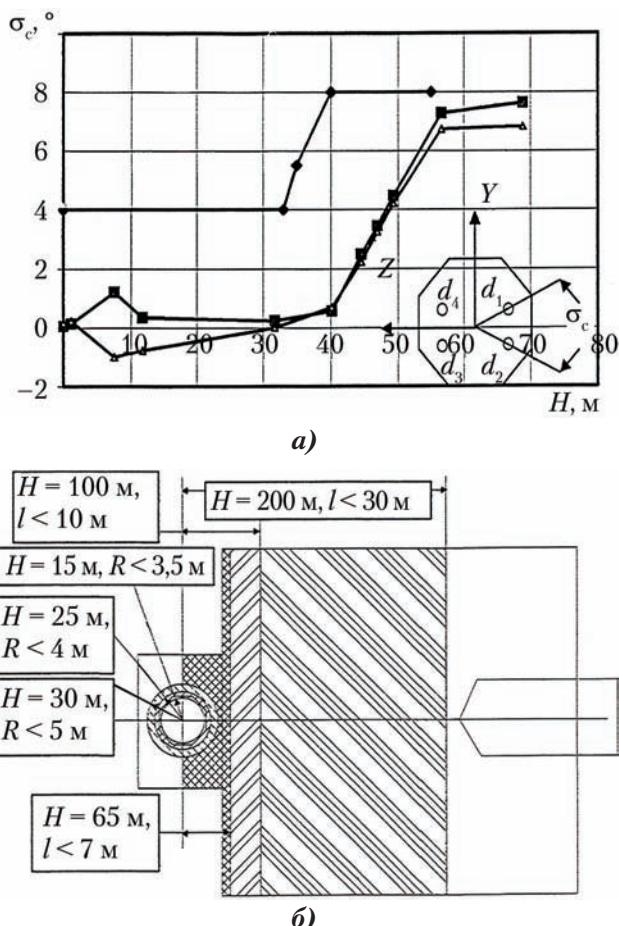


Рис. 13. Ограничения по углам сведения сопел ДУ и смещениям осей следов струй на СП: а – ограничения по углам сведения сопел: –◆– – ограничение; –■– –  $d_1 + d_2$ ; –▲– –  $d_3 + d_4$ ;  $d_1, d_2, d_3, d_4$  – номера сопел; б – ограничения по зонам смещения осей следов струй;  $H$  – высота подъема;  $R$  – радиус зоны;  $l$  – расстояние от оси ПУ до границы зоны; //, ■, // – границы зон с разным уровнем воздействия струй

Реализация предложений по введению ускоренного направленного увода РКН от СП и специального алгоритма сведения сопел в процессе подъема позволили существенно снизить все виды воздействий на СП (табл. 4) за счет того, что непосредственное воздействие струй на элементы СП начинается с высоты подъема ракеты  $H \approx 36,0$  м. Одновременно уменьшился суммарный уровень акустического воздействия на БПГ примерно до 152 дБ, что с учетом звукопоглощающих свойств ГО позволяет обеспечить допустимый уровень акустического давления в зоне расположения КА (менее 142 дБ).

Представленные в табл. 4 данные определены расчетом и подтверждены результатами экспериментальных исследований на моделях РКН с СП.

Снижение воздействий на СП до значений, представленных в табл. 4, сделало реальным создание ракетно-космического комплекса «Морской старт» в том виде, в котором он существует на сегодняшний день.

Для снижения акустического давления до приемлемых уровней в помещениях СП с ракетным оборудованием их потолки облицованы звукопоглощающими матами.

Таблица 4

Максимальные газодинамическое, акустическое и тепловое воздействия струй двигательной установки РКН на стартовую платформу

Виды воздействия	Произвольное направление движения РКН ( $H \approx 15$ м)	Направленный увод РКН с учетом алгоритма сведения камера ДУ ( $H \approx 35$ м)
Избыточное статическое давление на поверхности стартовой палубы и ПУ, $P_{\text{изб}}$ , кгс/см <sup>2</sup>	21,0	7,3
Среднеквадратичный уровень пульсаций давления, $\sigma_p$ , кгс/см <sup>2</sup>	4,6	1,44
Суммарный уровень акустического давления, $L_\Sigma$ , дБ	175,0	172,0
Суммарный тепловой поток, $Q_\Sigma$ , кВт/м <sup>2</sup>	80 000,0	12 000,0
Избыточное давление на ангар, $P_{\text{изб}}$ , кгс/см <sup>2</sup>	1,0	0,1
Унос стальной конструкции ( $T_{\text{плав}}$ ≈ 2 100 К), мм:		
– в зоне прямого воздействия	3...8	– отсутствует
– в зоне растекания	1...2	– отсутствует
Прогрев конструкции стартовой палубы ( $\delta = 23$ мм), °C	200...300	незначительный

## Экспериментальные исследования

Для подтверждения и уточнения расчетных значений силовых, тепловых и акустических воздействий на СП и РКН при старте проведены экспериментальные исследования на «холодных» и «горячих» моделях масштаба M1:72 в РКК «Энергия» и ЦНИИмаш. Использование малоразмерных моделей стало возможным благодаря опыту, накопленному при отработке газодинамики старта многоразовой космической системы «Энергия–Буран» с использованием моделей малого и большого масштаба и натурных стендовых и летных изделий.

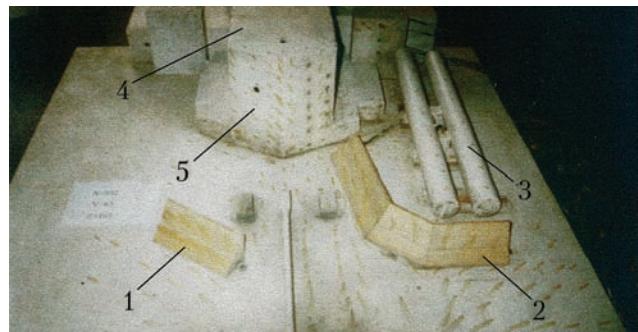
Модель разработки РКК «Энергия» с имитацией струй истечением продуктов сгорания твердого топлива («горячая» модель) испытывалась на открытом газодинамическом стенде РКК «Энергия», что позволяло помимо воздействий на СП исследовать акустические воздействия на БПГ. Аналогичная модель ЦНИИмаш с имитацией струй истечением холодного воздуха («холодная» модель) испытывалась на стенде У-2ГД ЦНИИмаш и позволяла исследовать силовые воздействия на СП и газоход с отражателем. Основной объем информации получен на «горячей» модели.

Фотографии моделей РКН с работающей ДУ, СП и емкости, имитирующей водную поверхность, представлены на рис. 14, 15. Модель РКН изготавливалась в двух вариантах:

- с фиксированным по высоте положением модели РКН над СП (в процессе испытаний относительное положение моделей РКН и СП изменялось дискретно);
- со свободным движением модели РКН по высоте под действием силы тяги модельного двигателя.



**Рис. 14. Работающая «горячая» модель РКН масштаба M1:72 с платформой и емкостью с водой на газодинамическом стенде РКК «Энергия»:** 1 – СП; 2 – бассейн с водой; 3 – РКН; 4 – ангар; 5 – парогазовая смесь на выходе из газоотражателя



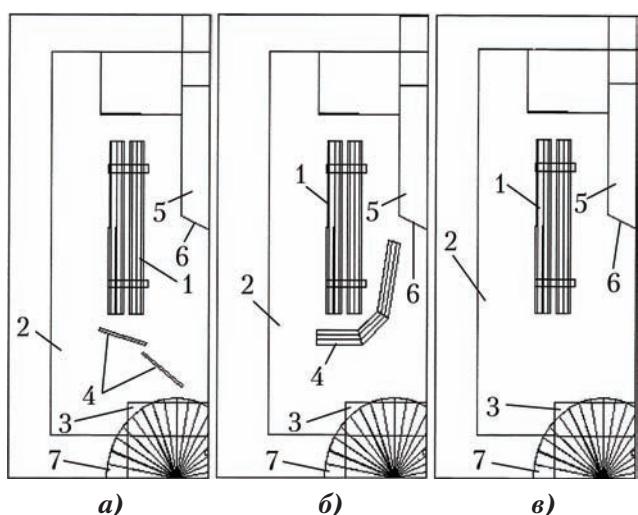
**Рис. 15. Схема течения на модели СП с различными вариантами защитных стенок емкостей кислорода при работе ДУ модели РКН:** 1 – оптимальная стенка; 2 – стенка, реализованная в конструкции СП; 3 – емкости кислорода; 4 – ангар; 5 – ворота ангара

Испытания с фиксированным положением позволяли получить спектральные характеристики и определить коэффициенты корреляции между различными зонами акустических воздействий.

На модели СП воспроизводились ангар, палубные надстройки, кабель-мачта, емкости хранения кислорода, пусковое устройство с двускатным газоотражателем и наиболее габаритное ракетное оборудование, расположенное на верхней палубе.

Конструкция позволяла дискретно менять положение модели РКН относительно модели СП в продольном и поперечном направлениях.

На модели воспроизводились также различные варианты защитных стенок для исключения воздействия потока, растекающегося по поверхности палубы, на емкости хранения кислорода и их арматуру (рис. 16).



**Рис. 16. Варианты защитных стенок емкостей кислорода на СП для расчетных и экспериментальных исследований на «горячей» модели:** а – оптимальная стенка; б – стенка, реализованная в конструкции СП; в – исходный вариант без стенки; 1 – емкости кислорода; 2 – СП; 3 – ПУ; 4 – защитные стенки; 5 – ангар; 6 – ворота ангара; 7 – модель эквивалентной струи

Примечание. Емкости кислорода условно показаны слева от ангара.

Модели РКН и СП оснащались следующими средствами измерений:

- датчиками акустического давления на головной части модели;
- датчиками пульсаций давления на верхней и нижней поверхностях СП и ПУ;
- датчиками статического давления на воротах ангаря;
- датчиками давления в камере сгорания (или газогенераторе) модельного двигателя.

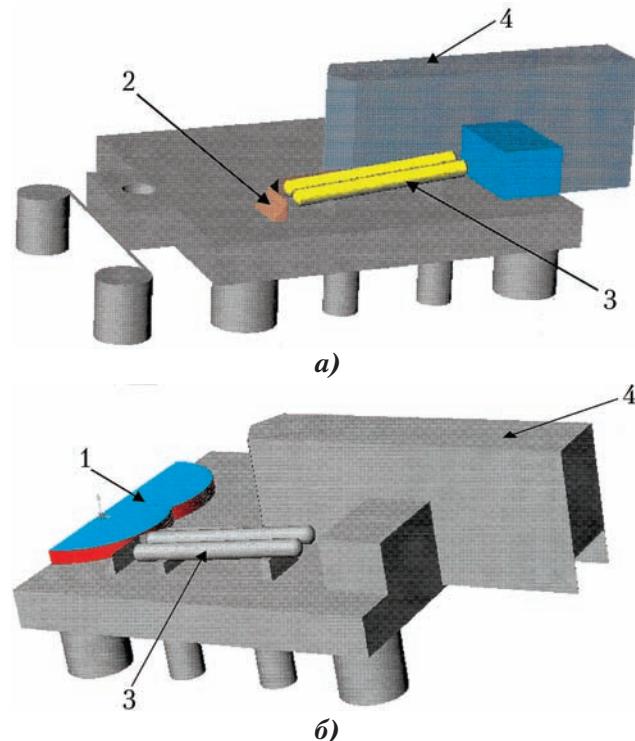
### Газодинамические воздействия на ангар и ракетное оборудование

В ряду проблем газодинамики комплекса «Морской старт» особое место занимали определение всех видов воздействий на ангар и ракетное оборудование, установленное на верхней палубе, и прежде всего на емкости хранения кислорода, а также задача снижения воздействий на них.

Исходные данные по воздействию растекающихся струй на ангар для анализа его нагрузения и прочности определялись расчетом. Задача решалась в два этапа. Сначала с использованием полуэмпирической методики рассчитывались параметры течения эквивалентной струи, заменяющей струи двух соседних сопел, ее взаимодействие с поверхностью верхней палубы и параметры веерной струи, растекающейся из зоны взаимодействия эквивалентной струи с поверхностью. По результатам анализа определялись параметры растекающейся струи на некоторой цилиндрической поверхности, расположенной на определенном расстоянии от пересечения оси струи с поверхностью палубы. Радиус формируемой цилиндрической поверхности выбирался из условия равенства местной скорости течения на ее поверхности дозвуковой скорости с числом Маха не более 0,6. Таким образом, формировался некий цилиндрический источник с постоянными газодинамическими параметрами на его поверхности, высотой, равной поперечному размеру (толщине) растекающейся струи, с соответствующим профилем скорости и параметрами, полученными из расчета. Ограничение по скорости течения на поверхности источника задано в связи с тем, что использовавшаяся для расчетов газодинамических воздействий версия ПК *FlowVision* разработки фирмы «ТЕСИС» позволяла на тот момент времени рассчитывать лишь дозвуковые течения слабо сжимаемого газа.

На втором этапе рассчитывалось течение от двух цилиндрических источников, имитирующих потоки из зон взаимодействия эквивалентных струй с поверхностью палубы (рис. 17),

и определялось распределение давления по поверхности ангаря и оборудования и температуры газового потока в разных зонах платформы. Размеры источника и параметры на границе менялись в соответствии с изменением параметров течения в растекающейся струе в зависимости от высоты подъема РКН над СП [7]. Расчеты проведены фирмой «ТЕСИС» с использованием ПК *FlowVision*.



*Рис. 17. Модель СП и эквивалентной струи для исследования воздействия на ангар и емкости хранения кислорода потоков газа, растекающихся из зон взаимодействия струй с поверхностью палубы: а – исходная конфигурация СП; б – конфигурация СП с имитатором струи; 1 – модель струи; 2 – защитная стенка; 3 – емкости хранения кислорода; 4 – ангар*

Отдельные результаты расчетов представлены на рис. 18, 19 в виде полей скоростей и температур газового потока у поверхности СП и на рис. 20, 21 – в виде эпюр распределения избыточного (по сравнению с атмосферным) давления по ширине и высоте ворот ангара.

Во время инспекционной поездки в г. Выборг на место достройки СП и монтажа на ней ракетного оборудования было выявлено, что емкости хранения кислорода и их арматура выполнены в стендовом исполнении (рис. 22, 23) без учета воздействия высокоскоростных и высокотемпературных потоков газа, растекающихся по поверхности стартовой палубы. Для решения этой проблемы специалистами РКК «Энергия», КБТМ и ЦНИИмаш было предложено установить на поверхности палубы защитные стенки, варианты которых представлены на рис. 24–26.

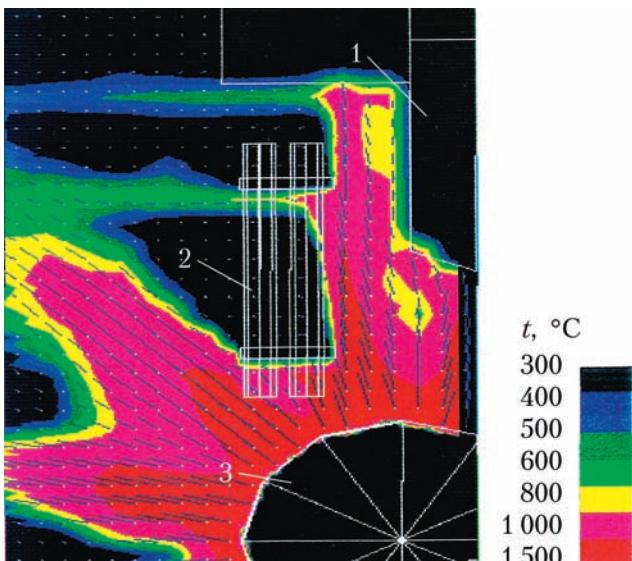


Рис. 18. Распределение скоростей и температуры газа в горизонтальной плоскости на высоте 0,5 м над поверхностью платформы (под емкостями кислорода, без защитной стенки): 1 – ангар; 2 – емкости кислорода; 3 – модель эквивалентной струи

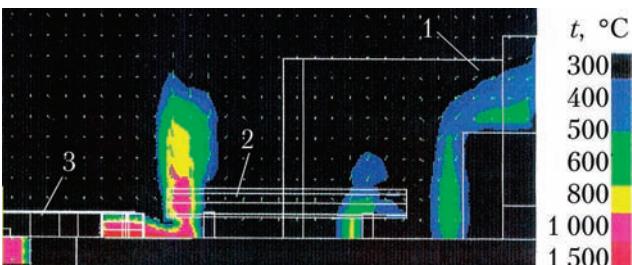


Рис. 19. Распределение скоростей и температуры газа в вертикальной плоскости, проходящей между емкостями кислорода (без защитной стенки): 1 – ангар; 2 – емкости кислорода; 3 – модель эквивалентной струи

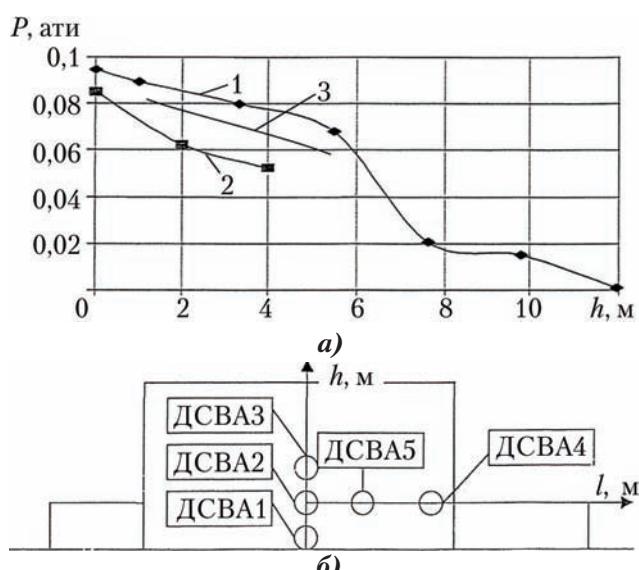


Рис. 20. Распределение максимального давления по высоте ворот ангаря (плоскость симметрии): а – изменение давления по высоте ворот ангаря; 1 – расчетный прогноз; 2 – измеренное давление в одном из пусков; 3 – измеренное давление в миссии Demosat; б – схема размещения датчиков давления на воротах ангаря; DCVA – датчики статического давления

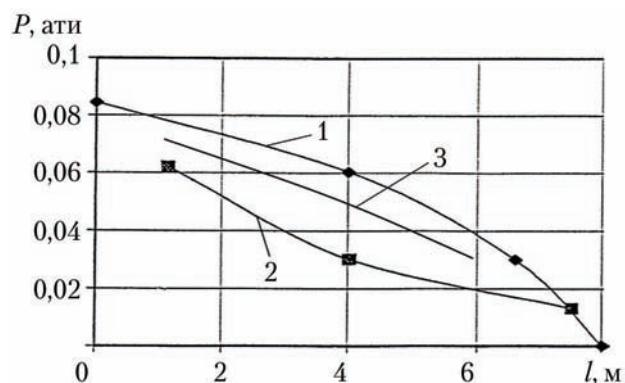


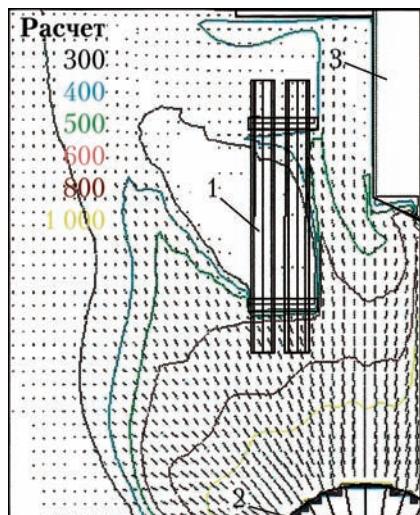
Рис. 21. Распределение максимального давления по ширине ворот ангаря на высоте 2 м от палубы: 1 – расчетный прогноз; 2 – измеренное давление в одном из пусков; 3 – измеренное давление в миссии Demosat



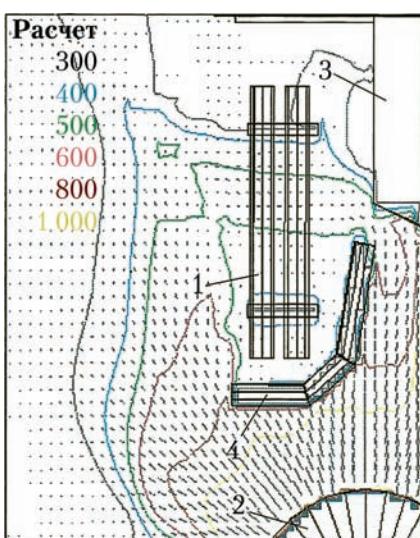
Рис. 22. Незащищенная от газодинамического и теплового воздействий арматура емкостей кислорода на СП



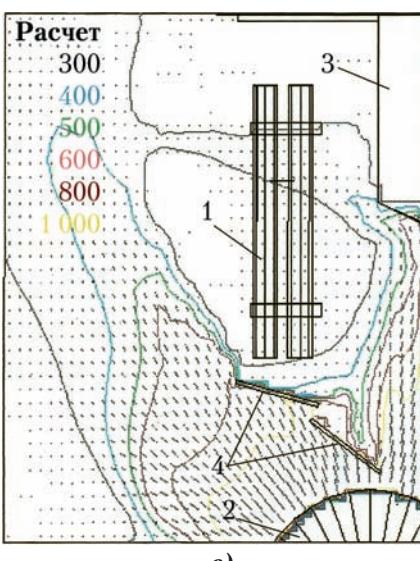
Рис. 23. Незащищенные от газодинамического и теплового воздействий емкости кислорода и их арматура на СП



*a)*

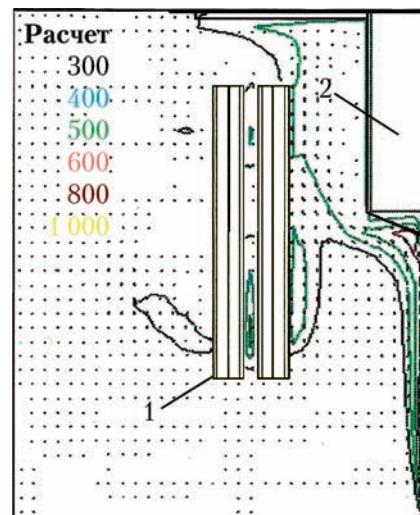


*б)*

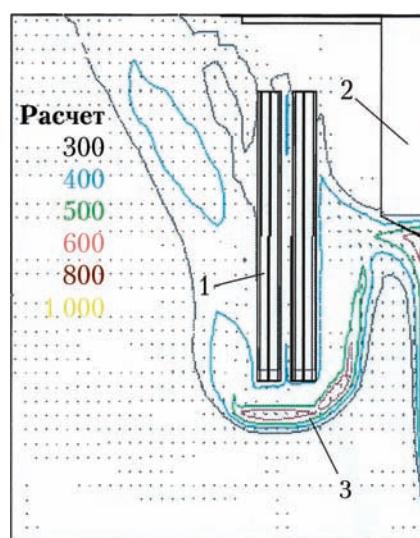


*в)*

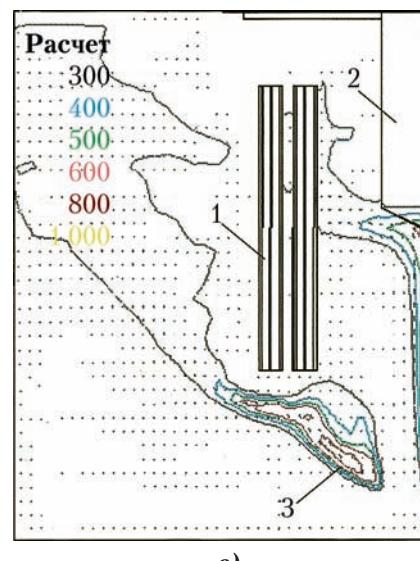
Рис. 24. Расчетное распределение скорости и температуры газа, °С (изотермы) в горизонтальной плоскости на высоте 0,1 м над поверхностью платформы: а – вариант без стенки; б – реализованный вариант стенки; в – оптимальная стенка; 1 – емкости кислорода; 2 – модель эквивалентной струи; 3 – ангар; 4 – защитные стенки



*а)*

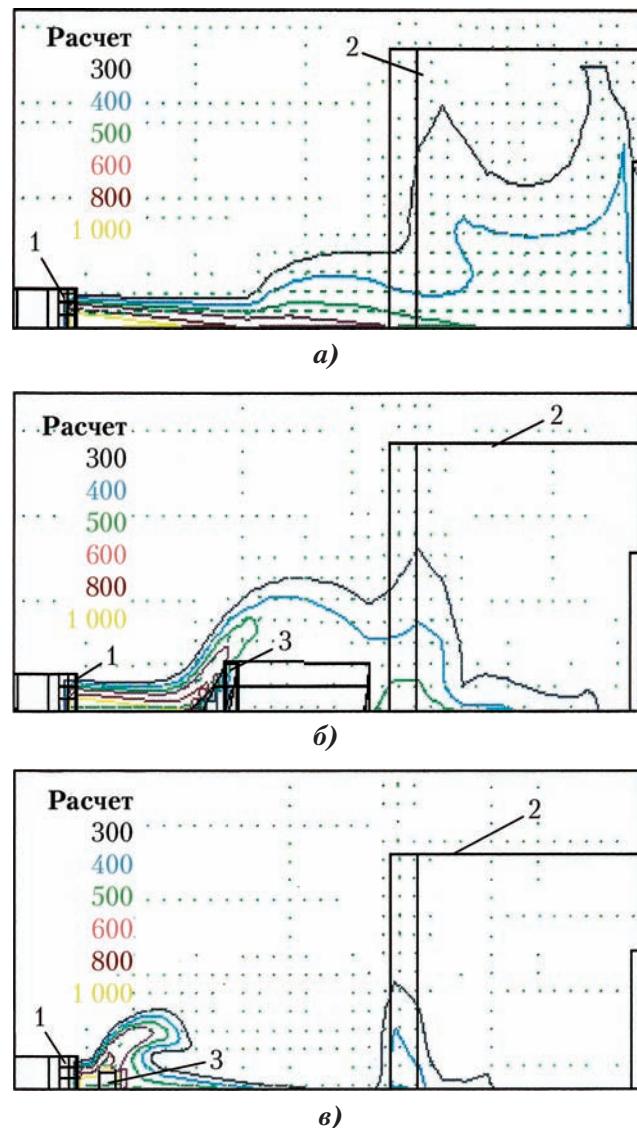


*б)*



*в)*

Рис. 25. Расчетное распределение скорости и температуры газа, °С (изотермы) в горизонтальной плоскости на высоте 4,1 м над поверхностью платформы: а – вариант без стенки; б – реализованный вариант стенки; в – оптимальная стенка; 1 – емкости кислорода; 2 – ангар; 3 – защитные стенки



**Рис. 26.** Расчетное распределение скорости и температуры газа, °С (изотермы) в вертикальной плоскости, проходящей между стенкой ангаря и емкостью кислорода: а – вариант без стенки; б – реализованный вариант стенки; в – оптимальная стенка; 1 – модель эквивалентной струи; 2 – ангар; 3 – защитная стенка

Исследования течения около СП с различными вариантами защитных стенок выполнены также с использованием ПК *FlowVision* в рассмотренной выше постановке. По результатам этих исследований наиболее эффективной (оптимальной), с точки зрения снижения воздействий на емкости хранения кислорода и ангар, признана составная стенка (рис. 25), которая практически исключает любое воздействие на емкости. Сплошная стенка уменьшает воздействие, но не исключает его полностью (рис. 26). Однако для реализации принят вариант сплошной стенки, более громоздкой и менее эффективной с точки зрения уменьшения воздействий. Такой выбор продиктован тем, что разрезная стенка мешает перемещениям оборудования по поверхности СП в рабочей зоне в процессе подготовки пуска.

## Система измерений на платформе

С целью измерений газодинамических параметров, подтверждения и уточнения расчетных значений силовых, тепловых и акустических воздействий на внешние элементы конструкции СП, а также на оборудование, размещенное в помещениях платформы, по настоящему РКК «Энергия» платформа оснащена средствами измерений: 206 медленно меняющихся и 104 быстро меняющихся параметров. В их число входят:

- статическое давление на внешних поверхностях ПУ, СП и анара;
- лучистый и суммарный тепловые потоки;
- температура газа, растекающегося по поверхности;
- температура конструкции платформы в зонах прямого воздействия струй;
- ударно-волновое давление при запуске ДУ;
- пульсации и акустика на поверхностях.

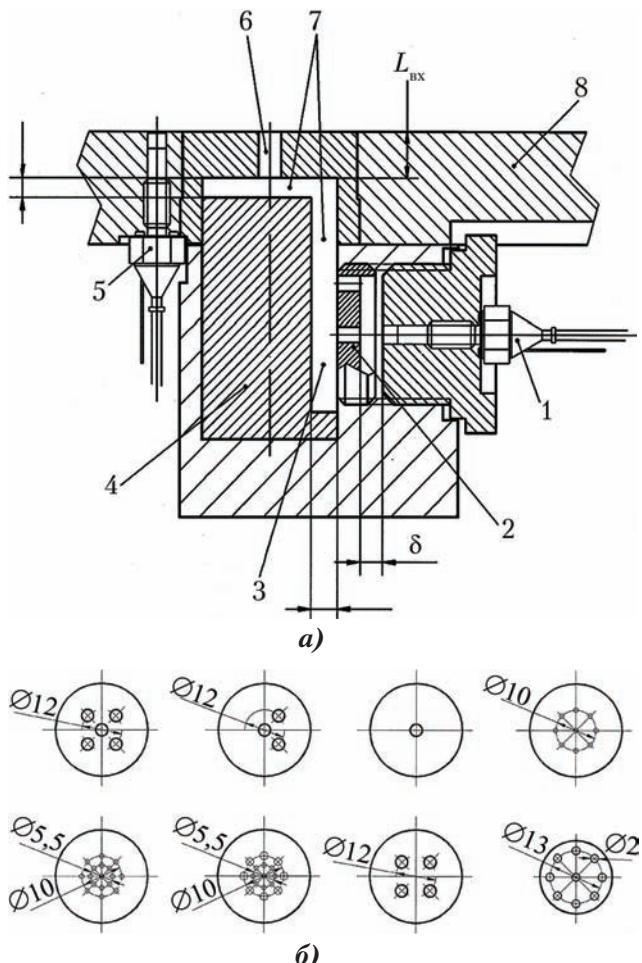
Система измерения параметров дополняется видео-, фото- и кинорегистрацией процессов при запусках.

Такой набор измеряемых параметров позволяет диагностировать любые аномалии и нештатные ситуации, возникающие при пуске.

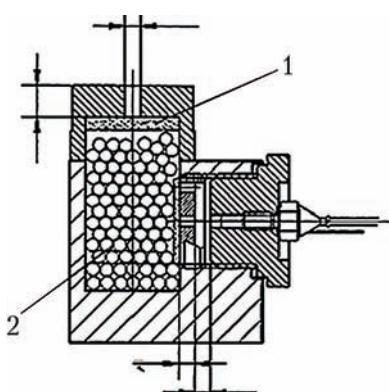
Для поддержания системы измерений в нормальном состоянии в течение длительного времени в условиях морского климата, помимо электрических проверок, предусмотрена периодическая калибровка каналов физическими воздействиями на чувствительные элементы датчиков в условиях платформы с использованием задатчиков эталонных воздействий. Для проведения калибровок непосредственно на платформе без демонтажа датчиков разработаны специальные устройства – адаптеры, обеспечивающие сопряжение чувствительных элементов датчиков с задатчиками эталонных воздействий. По результатам калибровок устанавливается соответствие текущих характеристик датчиков паспортным данным и, при необходимости, проводится их замена.

Серьезную проблему представляли измерения пульсаций давления в зонах прямого воздействия высокотемпературных струй на поверхности СП в силу того, что существующие датчики не работают в условиях значительных тепловых воздействий. В связи со значительным влиянием пульсаций давления на нагружение конструкции предприняты специальные исследования по защите чувствительных элементов стандартных датчиков ДХС516, используемых на СП, от чрезмерных тепловых воздействий.

В рамках исследований рассмотрено более 30 вариантов конструкции защитных устройств, основные из которых показаны на рис. 27, 28. В процессе исследований менялись наполнители — проволочная вата, шарики и их соотношения в объеме.



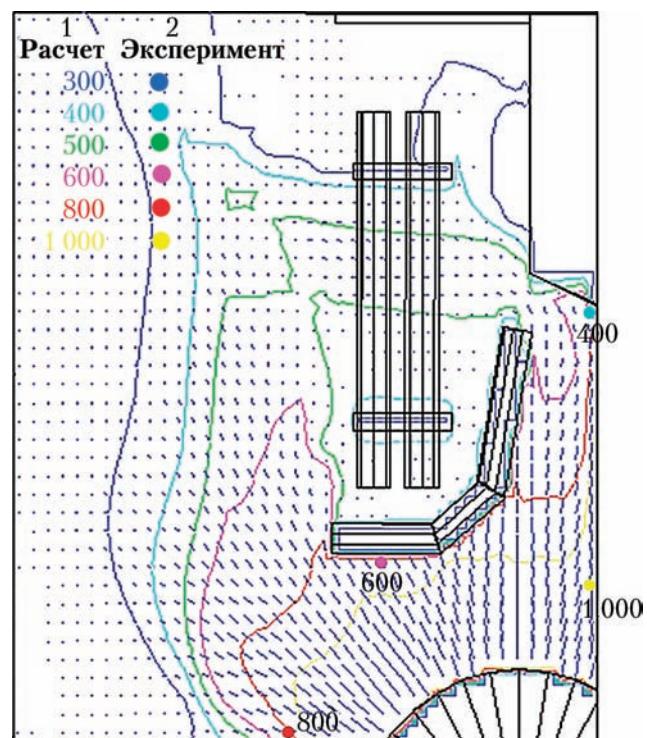
**Рис. 27. Исследованные варианты защитных устройств датчика пульсаций давления:** а — конструкция защитного устройства; 1 — основной защищаемый датчик; 2 — защитная сетка; 3 — демптирующий объем; 4 — наполнитель; 5 — контрольный датчик; 6 — входной измерительный канал; 7 — подводящий канал; 8 — корпус палубы; б — варианты защитной сетки



**Рис. 28. Реализованный вариант защитного устройства датчика пульсаций давления с наполнителями:** 1 — проволочная вата; 2 — шарики

В результате создано защитное устройство, обеспечивающее работоспособность стандартного датчика ДХС516 в условиях значительных тепловых воздействий и практически не влияющее на амплитудно-частотные характеристики датчика в диапазоне частот 32...1 000 Гц. Предложенное устройство защищено патентом [8] и внедрено на СП. Защитное устройство обеспечило работоспособность датчиков пульсаций во всех 35 проведенных пусках.

Целесообразность установки средств измерений газодинамических и тепловых воздействий подтверждена результатами, полученными в проведенных пусках. Прежде всего подтверждены расчетные значения воздействий на платформу, ангар и ракетное оборудование, принятые при разработке конструкции СП. Отдельные результаты сравнения расчетных и измеренных при пусках характеристик показаны на рис. 29–33. Следует иметь в виду, что от пуска к пуску измеренные значения характеристик меняются в силу различий внешних воздействий в пусках — высота и направление волн, скорость и направление ветра, масса выводимых КА и т. д. Ни в одном из пусков не были превышены расчетные значения воздействий, заданные в документации.



**Рис. 29. Сравнение расчетных (изотермы) и измеренных (цветные точки) температур газа (°C) на высоте 0,1 м над поверхностью платформы:** 1 — расчет; 2 — эксперимент

Наличие системы измерений на СП позволяет практически однозначно диагностировать причины возникновения тех или иных

нештатных ситуаций. Технологией пуска предусмотрено открытие ворот ангаря и сдвиг его крыши телескопической конструкции для вывоза ракеты на установщике и установки ее в вертикальное положение на пусковое устройство. Без перемещения крыши ангаря невозможна установка РКН в вертикальное положение в силу того, что расстояние от ПУ до ангаря меньше длины РКН. За 17 мин до пуска осуществляется обратная процедура — установщик перемещается в ангар, крыша приводится в исходное положение, ворота ангаря закрываются и фиксируются. В репортаже с первого пуска ведущий, озвучивающий последовательность этих операций в процессе автоматизированного пуска, фиксирующий нормальное прохождение команд и их выполнение, произнес фразу, вызвавшую смех в зале Центра управления полетом и ставшую крылатой: «Крыша поехала, ворота закрылись!».

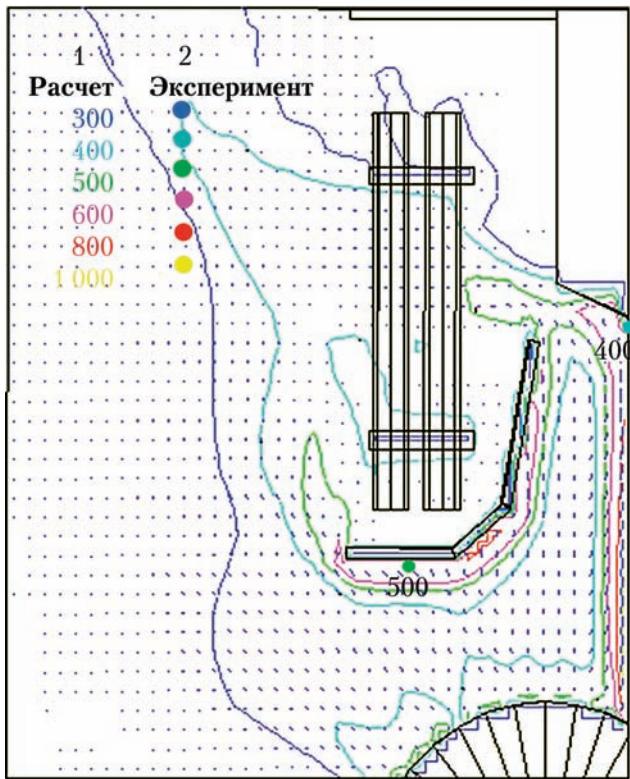


Рис. 30. Сравнение расчетных (изотермы) и измеренных при пуске (цветные точки) температур газа ( $^{\circ}\text{C}$ ) на высоте 2,1 м над поверхностью платформы: 1 — расчет; 2 — эксперимент

На самом деле, в первом пуске с КА *Demosat* произошло раскрытие ворот ангаря приблизительно на 0,5 м после сигнала об их закрытии, что засвидетельствовала видеосъемка. Первоначальная версия о том, что фактические газодинамические воздействия на ворота превысили расчетные значения, заданные в документации, не подтвердилась. Последополетный анализ телеметрической информации

с датчиков давления на воротах показал, что воздействия не были превышены (рис. 20, 21). Углубленный анализ выявил, что причиной раскрытия ворот явилась неотработанность конструкции фиксаторов створок ворот.

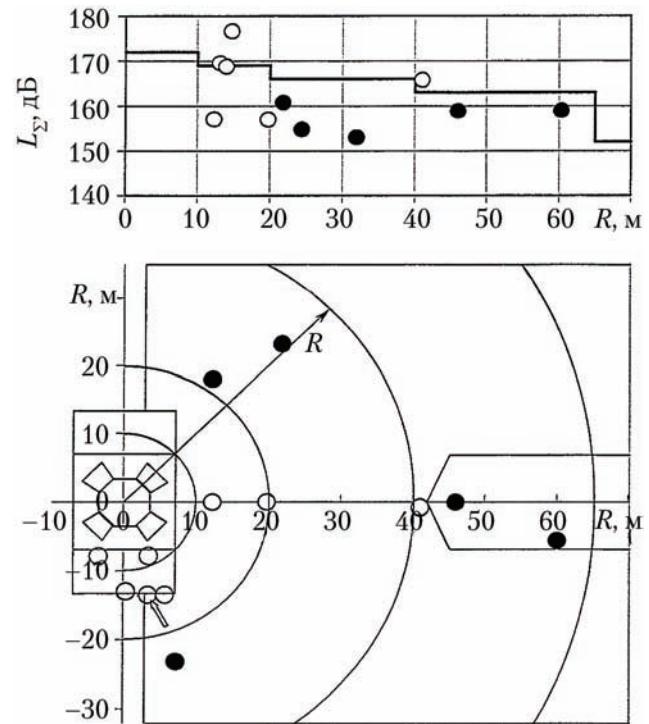


Рис. 31. Суммарные уровни акустического давления  $L_{\Sigma}$ , измеренные при пуске РКН «Зенит-3SL». Верхняя палуба: — прогноз; ● — измерения: акустика; ○ — измерения: акустика + пульсации

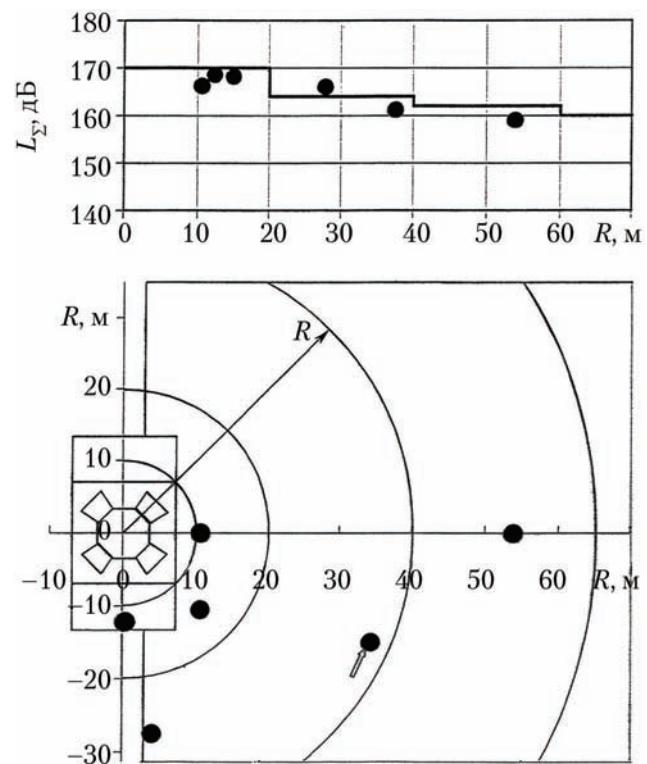
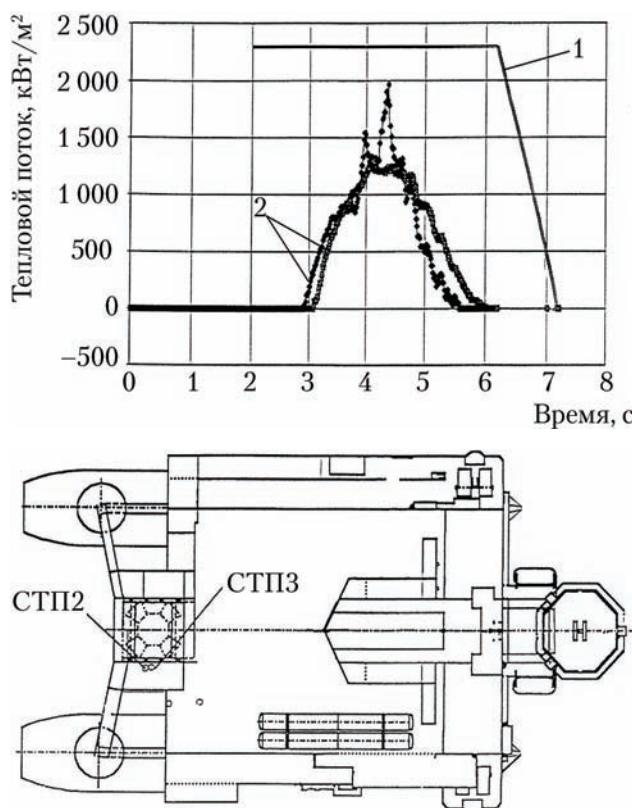


Рис. 32. Суммарные уровни акустического давления  $L_{\Sigma}$ , измеренные при пуске РКН «Зенит-3SL». Нижняя палуба: — прогноз; ● — измерения: акустика



**Рис. 33. Сравнение расчетных и измеренных величин суммарного теплового потока на ПУ:** 1 – расчет; 2 – измерения; СТП (о) – датчики тепловых потоков

В связи с возможностью повторения обнаруженной нештатной ситуации, фирмой «ТЕСИС» были проведены расчетные исследования воздействия на ангар и его крышу при полном незакрытии ворот. Было показано, что внутренние избыточные давления, реализующиеся при затекании в ангар потоков газа, обусловливают недопустимые перепады давления на стенки и крышу ангаря. Для парирования этой ситуации РКК «Энергия» предложено перед пуском открывать ворота загрузочного люка, расположенного снизу платформы в ее носовой части. В этом случае, по результатам расчетов, реализуются перепады давления, практически не отличающиеся от штатных, а поток поступающего в ангар газа движется вблизи пола ангаря, не оказывая влияния на чувствительные к воздействию элементы конструкции установщика. Несмотря на противоположное мнение специалистов КБТМ, предложение было принято к реализации, и процедура открытия передних ворот введена в циклограмму подготовки уже ко второму пуску.

Своевременность и правильность принятого решения были подтверждены в следующем пуске с KA *DirectTV*, в котором реализовалась ситуация с практически полным незакрытием ворот ангаря и их поломкой. При этом повреждений ангаря и установщика не наблюдалось.

## Результаты летных испытаний

Наиболее красноречивым доказательством правильности и обоснованности заданных значений воздействий на платформу, ангар и оборудование и реализации мероприятий по уменьшению воздействия струй ДУ является фото, приведенное на рис. 34. Видно, что после очередного пуска платформа практически не пострадала от воздействия струй – сохранилась даже краска на большей части поверхности стартовой палубы.



**Рис. 34. Состояние стартовой палубы платформы после пуска ракеты**

Подтверждением этого является также послеполетный анализ телеметрической информации, проводимый после каждого пуска, с выпуском соответствующих отчетов. Отдельные результаты такого анализа для одной из миссий, в дополнение к данным, приведенным в предыдущих разделах, показаны на рис. 29–33.

Таким образом, цикл проведенных расчетных и экспериментальных исследований по аэрогазодинамике, акустике и теплообмену в рамках проекта «Морской старт», а также мероприятия по снижению воздействий струй на СП и оборудование в условиях морской качки позволили успешно решить вопрос создания этого уникального комплекса и обеспечить его надежное функционирование в течение длительного (пятнадцатилетнего) периода.

## Выводы

В результате проведенных расчетных и экспериментальных исследований выявлены особенности аэродинамики ракеты космического назначения «Зенит-3SL», стартующей с морской платформы в условиях ветрового воздействия. Определены на основе компьютерного моделирования и подтверждены экспериментально аэродинамические характеристики для расчета нагружения и динамики движения РКН в условиях морской качки.

На основе компьютерного моделирования и результатов экспериментальных исследований определены все необходимые для анализа виды воздействий струй двигателевой установки РКН «Зенит-3SL» на СП, ангар и ракетное оборудование. На основе полученных данных и мероприятий по снижению воздействий обеспечено проектирование и изготовление конструкции СП «Одиссей».

Созданная система измерений газодинамических, тепловых и акустических воздействий на СП при пусках позволила подтвердить принятые для проектирования расчетные значения воздействий и контролировать их в каждом пуске для выявления аномалий и нештатных ситуаций.

*Автор признателен Алабовой Н.П., Болотину В.А., Михайлову М.В. за помощь в оформлении настоящей публикации.*

### Список литературы

1. Алиев В.Г., Легостаев В.П., Лопота В.А. Создание и пятнадцатилетний опыт эксплуатации ракетно-космической системы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2 (5). С. 3–13.
2. Девнин С.И. Аэрогидродинамика плохообтекаемых конструкций. Справочник // Л.: Судостроение, 1983.
3. Система моделирования движения жидкости и газа *FlowVision*. Руководство пользователя // М.: ООО «ТЕСИС», 2005.
4. Белошицкий А.В., Дядькин А.А. Проблемные вопросы аэрогазодинамики проекта «Морской старт». Прикладные проблемы механики и теплообмена стартового оборудования ракетно-космической техники. // Тезисы докладов на Всероссийской научной конференции «Старт-99». 19 ноября 1999 г. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. С. 74.

5. Аксенов А.А., Гудзовский А.В., Дядькин А.А., Дядькин Ал.Ан. Влияние стартовой платформы на аэrodинамику ракеты космического назначения «Зенит-3SL» при старте (результаты численных и экспериментальных исследований). Прикладные проблемы механики и теплообмена стартового оборудования ракетно-космической техники // Тезисы докладов на Всероссийской научной конференции «Старт-99». 19 ноября 1999 г. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. С. 75.

6. Белошицкий А.В., Дементьев В.К., Плетнев И.В., Рыбак С.П. Акустическое воздействие на стартовую платформу «Одиссей» при старте ракеты-носителя «Зенит-3SL». Прикладные проблемы механики и теплообмена стартового оборудования ракетно-космической техники // Тезисы докладов на Всероссийской научной конференции «Старт-99». 19 ноября 1999 г. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. С. 72.

7. Аксенов А.А., Белошицкий А.В., Гудзовский А.В., Дядькин А.А., Дядькин Ал. Ан. Численное исследование воздействия струй ракеты космического назначения «Зенит-3SL» на элементы конструкции стартовой платформы. Прикладные проблемы механики и теплообмена стартового оборудования ракетно-космической техники. // Тезисы докладов на Всероссийской научной конференции «Старт-99». 19 ноября 1999 г. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. С. 67.

8. Патент RU 2169353C2. G01L9/00, G01L23/24. Российская Федерация. Устройство для определения пульсаций давления, действующих на изделие при воздействии струей реактивного двигателя (варианты). Белошицкий А.В., Болотин В.А., Дементьев В.К., Дядькин А.А., Рыбак С.П., Серафимов В.П.; заявитель и патентообладатель – ОАО РКК «Энергия»; заявка № 99112614/28; приоритет от 09.06.1999 г. // Изобретения. 2001. № 17.

*Статья поступила в редакцию 26.03.2014 г.*

## ВЫБОР УСЛОВИЙ НАГРУЖЕНИЯ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ «ЗЕНИТ-3SL» В СОСТАВЕ КОМПЛЕКСА «МОРСКОЙ СТАРТ»

© 2014 г. Кузнецов В.К., Петров Н.К.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия»)  
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

*Рассмотрены вопросы выбора условий нагружения ракеты космического назначения «Зенит-3SL» в составе комплекса «Морской старт» с целью минимизации доработок конструкции ракеты-носителя «Зенит» и разгонного блока типа ДМ. Показаны подход к решению проблем выбора условий нагружения и принятые при этом решения. Большое количество пусков при различных условиях окружающей среды подтвердило правильность выбора условий нагружения ракеты космического назначения «Зенит-3SL».*

**Ключевые слова:** ракета-носитель, разгонный блок, качка, высота волны.

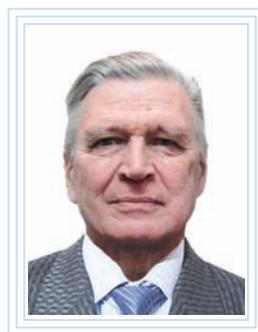
## SELECTION OF LOADING CONDITIONS FOR ZENIT-3SL INTEGRATED LAUNCH VEHICLE WITHIN SEA LAUNCH COMPLEX

**Kuznetsov V.K., Petrov N.K.**

*S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)  
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)*

*Consideration is given to selection of loading conditions for Zenit-3SL launch vehicle as a part of Sea Launch complex to minimize the Zenit launch vehicle and DM type upper stage structure modifications. The approach to resolve the problems of selecting loading conditions, and taken decisions are shown. A great number of launches under different environment conditions confirmed the right selection of the loading conditions for Zenit-3SL launch vehicle.*

**Key words:** launch vehicle, upper stage, sea motion, wave height.



**КУЗНЕЦОВ В.К.**



**ПЕТРОВ Н.К.**

КУЗНЕЦОВ Владимир Кондратьевич — заместитель начальника отдела РКК «Энергия»,  
e-mail: [vladimir.kuznetsov@rsce.ru](mailto:vladimir.kuznetsov@rsce.ru)  
KUZNETSOV Vladimir Kondratyevich — Deputy Head of Department at RSC Energia

ПЕТРОВ Николай Константинович — дтн, заместитель генерального конструктора, руководитель  
НТЦ РКК «Энергия», e-mail: [nikolay.petrov@rsce.ru](mailto:nikolay.petrov@rsce.ru)

PETROV Nikolay Konstantinovich — Doctor of Science (Engineering), Deputy General Designer, Head  
of STC at RSC Energia

Решение вопросов интеграции всегда является необходимой и первоочередной процедурой, когда в одной сборке объединяются изделия, разработанные и изготовленные разными предприятиями или странами для осуществления общих планов и целей.

Действительно, и разработанная КБ «Южное» (Украина) двухступенчатая ракета-носитель (РН) «Зенит» для старта с космодрома Байконур, и разгонный блок (РБ) типа ДМ, разработанный РКК «Энергия» (Россия) для РН «Протон», и блок полезного груза (БПГ), включающий головной обтекатель для защиты космического аппарата (КА) от внешних воздействий, компании *Boeing Commercial Space Company (BCSC)*, США, и стартовое устройство Конструкторского бюро транспортного машиностроения (КБТМ, Россия), и, наконец, стартовое сооружение — плавающая платформа (бывшая нефтяная, восстановленная после пожара) фирмы *Kvaerner Moss Technology a.s. (Kvaerner)*, Норвегия) были объединены, в результате, в единый комплекс «Морской старт» [1].

Одним из основных условий обеспечения успешной реализации проекта «Морской старт» было уменьшение объема возможных доработок уже готовых конструкций путем минимизации уровня их нагружения. В первую очередь это относилось к вновь создаваемой ракете космического назначения (РКН) «Зенит-3SL».

Определение и выбор условий нагружения РКН в составе комплекса «Морской старт» были осуществлены в результате совместной работы инженеров и ученых вышеперечисленных компаний и предприятий.

### Факторы, влияющие на нагружение конструкции

В качестве общего подхода к решению проблемы определения нагрузок на РКН (включая КА) было принято, что основными факторами, влияющими на нагружение конструкции, являются:

- волнение океана (качка);
- статическая и динамическая составляющие ветрового воздействия;
- негоризонтальность палубы платформы, вызываемая ветром, передвижением по палубе транспортно-установочного агрегата (ТУА), перекачкой компонентов топлива при заправке РКН и др.;
- предстартовые технологические операции;
- старт ракеты.

При проведении расчетов в качестве консервативного решения было принято, что направление движения волн совпадает с направ-

лением действия ветра у поверхности воды. Негоризонтальность платформы, существенно влияющая на нагружение ракеты, должна быть минимизирована с помощью работы системы поддержания крена и дифферента судна. Параметры качки должны определяться только для условий развившегося волнения. При этом качка рассматривается как стационарный случайный процесс относительно статических углов наклона стартовой платформы (СП).

### Выбор типа судна для старта РКН

Отдельно на начальном этапе проектирования комплекса стояла проблема выбора типа судна для сборки, транспортирования, проведения предстартовой подготовки и старта РКН. Были рассмотрены два возможных варианта. Первый — использование монокорпусного судна большого водоизмещения для сборки, подготовки и пуска РКН. Второй — использование платформы (на двух понтонах) «Одиссей» в качестве транспортного средства полностью собранной РКН и стартовой площадки. Предварительные расчеты уровня нагружения корневого сечения РКН при стоянке РКН без ТУА в зависимости от значительной высоты волны  $H_s$ , курсового угла набегания волн  $\theta$  (угол между направлением продольной оси судна и направлением движения волн), для интервала времени наблюдения 15 мин, равного предполагаемому интервалу времени между отсоединением ТУА от РКН и моментом старта, для рассматриваемых вариантов судов приведены на рис. 1.

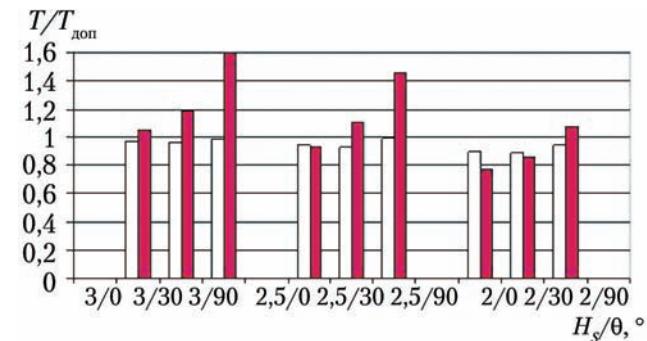


Рис. 1. Уровень нагружения стыка ракеты космического назначения с пусковой установкой при старте в зависимости от высоты волны (ожидаемые значения за 15 мин):  $T_{\text{доп}}$  — допустимое по условиям прочности значение нагрузки; □ — платформа «Одиссей»; ■ — стартовое судно

Расчеты показали, что использование нефтяной платформы в качестве стартовой площадки является предпочтительным. Аналогичные результаты были получены и для РБ ДМ-SL.

Для управления процессами предстартовой подготовки и пуска РКН в автоматическом режиме было предложено создать

и использовать сборочно-командное судно (СКС). При проведении пуска РКН СКС располагается на некотором удалении от СП. СКС также используется для сборки РКН «Зенит-3SL» в Базовом порту. Сборка осуществляется на борту СКС из доставленных в Базовый порт РН «Зенит-2S», РБ ДМ-SL, БПГ и КА. А вот от транспортировки полностью собранной РКН на СКС к месту старта и перегрузки там на СП пришлось отказаться. Такое решение было вызвано сложностями обеспечения перегрузки РКН с СКС на СП в условиях качки и больших взаимных перемещений судов. Необходимо отметить, что в международной практике за характерную высоту волны принята значительная высота  $H_s$ , которая определяется как средняя величина трети самых высоких волн. В отечественной практике в качестве характерной высоты волны принимают высоту волн трехпроцентной обеспеченности  $H_{3\%}$ . При этом  $H_{3\%} = 1,32H_s$ .

### Определение максимальных высот волн и качки СП

Считается, что изменение амплитуды качки судна пропорционально изменению высоты волны, а высота волн и амплитуда качки судна подчиняются закону распределения Релея. В этом случае наиболее вероятная максимальная высота волны  $H_M$  в зависимости от числа волн  $N$  за время наблюдения в соответствии с [2] определяется выражением

$$H_M = H_s \sqrt{\frac{\ln N}{2}}.$$

Для доверительного уровня вероятности непревышения  $(1 - \alpha)$ , где  $\alpha \ll 1$

$$H_M(\alpha) = H_s \sqrt{\frac{\ln(1/\alpha)}{2}}.$$

Максимальная амплитуда качки определяется по аналогичным формулам.

Расчет качки судов проводится с использованием спектральных методов теории стационарных случайных процессов. При этом, как интегральное значение, определяется среднеквадратическое отклонение  $\sigma$ . Значительная амплитуда качки  $\alpha_s$  в этом случае определяется, как  $\alpha_s = 2\sigma$  (аналогично определяется значительная высота волны  $H_s$ ). Тогда выражение для максимальной ожидаемой амплитуды качки  $\alpha_M$  записывается в виде

$$\alpha_M(\alpha) = \sigma \sqrt{2 \ln(1/\alpha)} = \sigma M_f;$$

$$M_f = \sqrt{2 \ln(1/\alpha)}.$$

Значение коэффициента  $M_f$  зависит от числа циклов колебаний за время наблюдения и доверительного уровня вероятности непревышения максимального значения. Предложенные компанией *Kvaerner* значения интервалов времени наблюдения  $t$  и доверительного уровня  $(1 - \alpha)$ , а также соответствующие им значения  $M_f$  для различных этапов эксплуатации СП с РКН, приведены в таблице. Эти значения  $M_f$  приняты для всех углов  $\theta$  набегания волн.

### Значение коэффициента $M_f$ в зависимости от времени наблюдения и доверительного уровня вероятности непревышения максимального значения

Этап эксплуатации	$(1 - \alpha), \%$	$t, \text{мин}$	$M_f$
Транспортировка РКН к месту старта	90	90	4,15
Хранение РКН в ангаре СП в месте старта	90	90	4,15
Перед подъемом РКН в вертикальное положение	90	90	4,15
РКН вертикальна с ТУА	90	90	4,15
РКН вертикальна без ТУА	99	15	4,27
Старт РКН *	99,99	0,166 (10 с)	4,27

Примечание. \* — в случае использования удлиненного блока полезного груза (длиной 15,975 м) для угла  $\theta = 90^\circ$  коэффициент  $M_f$  принят равным 3,03; РКН — ракета космического назначения; ТУА — транспортно-установочный агрегат; СП — стартовая платформа.

На основании этих данных компанией *Kvaerner* были определены максимальные амплитуды качки СП.

### Условия нагружения РКН при транспортировании к месту старта

Базовый порт, где собирается РКН, расположен вблизи Лос-Анджелеса, а место старта — на экваторе. Поэтому при определении условий нагружения РКН в процессе транспортирования на СП к месту старта (параметров качки СП) было учтено, что возможен штурм со значительной высотой волны  $H_s = 6,5 \text{ м}$ , и действует постоянная качка судна. На основании статистических данных, представленных в виде двумерной плотности распределения числа волн для Тихого океана в зависимости от значительной высоты и пикового периода волн, были определены ожидаемые максимальные значения амплитуд качки судна и соответствующее им число циклов. Эти данные были необходимы для обеспечения усталостной прочности конструкции РКН. При этом общий интервал времени наблюдения был равен 37 дням и назначен с учетом возможного возврата СП в Базовый порт, необходи-

мого ремонта и повторного возврата к месту старта. При большом развитом волнении СП должна двигаться. В случае остановки уровень качки возрастает. Для снижения уровня нагружения РКН на СП во время морской транспортировки было принято, что в случае, если значительная высота волн начнет преувеличить значение  $H_s = 6,5$  м, то СП необходимо перейти в полупогруженное положение (как при старте РКН). При этом значительно (не менее, чем в два раза) снижаются внешние силы, действующие на СП, и уменьшается уровень качки.

В месте старта, при хранении РКН в ангаре на СП, проведении предстартовой подготовки и старте РКН, СП находится в полупогруженном состоянии с целью уменьшения качки и нагружения РКН.

### Условия нагружения при предстартовой подготовке и старте РКН

В процессе проведения предстартовой подготовки РКН, когда РКН находится в вертикальном положении, максимальные нагрузки в сечениях корпуса РКН реализуются в корневом сечении. Естественно, РКН «Зенит» была спроектирована на нагрузки, которые учитывали нагружение конструкции РКН только от действия приземного ветра. Однако в условиях предстартовой подготовки РКН на СП помимо ветра действует еще и качка. Поэтому допустимая скорость приземного ветра для РКН «Зенит-3SL» должна быть снижена по сравнению с той, на которую была рассчитана прочность РН «Зенит». В качестве компромиссного решения было принято, что средняя скорость ветра  $V$  на высоте 10 м от поверхности воды  $V(10)$  в месте старта должна соответствовать вероятности непревышения 0,9. По данным компании *BCSC*, для района Тихого океана вблизи места старта это значение соответствовало 10 м/с. Зависимость изменения средней скорости ветра  $V$  от высоты  $h$  была принята в следующем виде:

$$V(h) = V(10) \left(\frac{h}{10}\right)^K.$$

Значение  $K$  принято равным 0,1, как для относительно ровной поверхности. Динамическую составляющую скорости ветра предложено учитывать путем умножения  $V(h)$  на 1,4.

Для контроля параметров волн, скорости и направления ветра вблизи места старта был установлен буй № 51028. Полученные с него статистические данные по значениям скорости ветра (пересчитанные для  $h = 10$  м) за период наблюдения с октября 1997 г. по август

2002 г. были обработаны специалистами компании *BCSC* и представлены в зависимости от месяца года на рис. 2.

$V, \text{ м/с}$



Рис. 2. Значение скорости ветра вблизи места старта в зависимости от месяца года

Приведенные данные соответствуют вероятности непревышения 0,9 с доверительной вероятностью 0,95. При проведении дальнейших исследований нагружения конструкции в процессе предстартовой подготовки и старта РКН значение средней скорости ветра было уточнено в зависимости от высоты и направления движения волн относительно судна с учетом несущей способности конструкции РКН.

Анализ нагружения несущей конструкции РН «Зенит-2S», РБ ДМ-SL и БПГ с КА показал, что наибольший вклад в динамическое нагружение конструкции в поперечном направлении при проведении предстартовой подготовки и старте РКН вносит качка. При этом максимальное нагружение хвостовой части конструкции РН реализуется непосредственно перед стартом, когда нет связи РКН с ТУА. Максимальное же нагружение РБ ДМ-SL, БПГ и КА реализуется в процессе старта и на начальном участке полета РКН (в первые секунды после отрыва РКН от СП). Это связано с тем, что в процессе предстартовой подготовки нагружение носит практически квазистатический характер (период бортовой качки СП примерно 9,5 с, килевой — 17,5 с), а при старте РКН вследствие изменения граничных условий и практически мгновенного снятия изгибающего момента в корневом сечении РКН реализуется интенсивное динамическое нагружение. Наиболее нагруженными частями конструкции РБ ДМ-SL при этом являются подвесные баки окислителя и горючего, а в БПГ — КА, установленный консольно.

Анализ действующих ускорений также показал, что при качке значения продольных (вдоль продольной оси РКН) ускорений меняются незначительно в зависимости от направления движения волн относительно продольной оси СП, а значения поперечных ускорений существенно зависят от направления движения волн. При этом основной вклад в нагружение конструкции вносят поперечные ускорения. Таким образом, было установлено, что величина допустимого угла между направлением СП и направлением движения волн (курсовой угол) должна быть

найдена в зависимости от величины допустимых поперечных нагрузок, на которые разработана конструкция. В результате проведенных оценок нагружения РКН было получено, что при старте РКН уровень динамического нагружения РБ ДМ-SL и БПГ, практически, прямо пропорционален величине изгибающего момента в корневом сечении РКН, установленной на стартовый стол и не поддерживаемой ТУА. При этом в случае старта в условиях, когда перед стартом в корневом сечении РКН реализуются максимально допустимые нагрузки, уровень нагружения блока ДМ-SL и БПГ не превышает допустимых значений.

Дальнейшие расчеты показали, что пуск РКН может производиться, если значительная высота волн не превышает 2,5 м, средняя скорость ветра не выше 10 м/с и курсовой угол набегания волн находится в границах  $\pm 45^\circ$  относительно продольной оси СП или 1,5 м и 8 м/с соответственно для углов набегания волн в любом другом направлении (рис. 3).

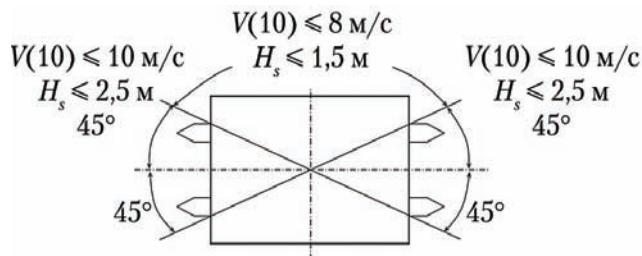


Рис. 3. Зависимость допустимых значений средней скорости ветра  $V(10)$  и значительной высоты волн  $H_s$  от угла набегания волн на стартовую платформу

Именно эти значения были приняты, как проектные, для разработки конструкции РН «Зенит-2S», РБ ДМ-SL и БПГ, а также при интеграции КА для запуска на РКН «Зенит-3SL». Результаты этих расчетов на примере зависимости уровня динамического нагружения бака окислителя РБ ДМ-SL при старте РКН от направления действия  $\theta$ , высоты волн  $H_s$  и скорости ветра приведены на рис. 4.

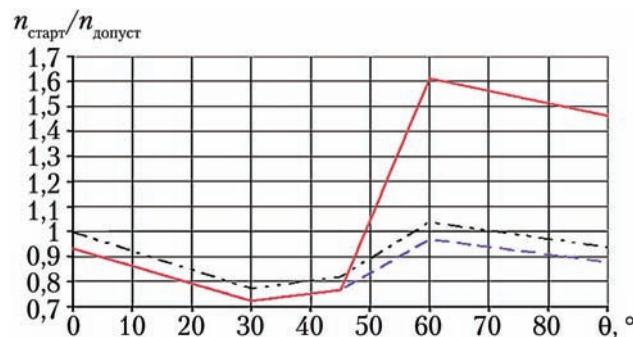


Рис. 4. Изменение отношения  $n_{\text{старт}}/n_{\text{допуст}}$  в зависимости от направления действия волн на стартовую платформу: — РБ с № 1Л по № 16Л; для всех  $\theta$ ;  $H_s = 2,5 \text{ м}$ ; — РБ с № 1Л по № 16Л;  $H_s = 2,5 \text{ м}; 0 < \theta \leq 45^\circ; H_s = 1,5 \text{ м}; 45 < \theta \leq 90^\circ$ ; — РБ с № 18Л;  $H_s = 2,5 \text{ м}; 0 < \theta \leq 45^\circ; H_s = 1,5 \text{ м}; 45 < \theta \leq 90^\circ$

На рис. 4 по оси ординат приведено отношение поперечной перегрузки при старте РКН ( $n_{\text{старт}}$ ) к допустимому значению ( $n_{\text{допуст}}$ ). Топливные баки РБ ДМ-SL с № 1Л по № 16Л имеют обычные размеры, а с № 18Л — увеличенные. При проведении анализа нагружения РБ ДМ-SL при старте РКН был также получен важный результат, показывающий, что если перед стартом РКН значение прогнозируемой нагрузки в корневом сечении РКН не превысит допустимых значений, то нагружение РБ ДМ-SL в процессе старта также не будет превышать допустимых значений. Значение прогнозируемой нагрузки перед стартом РКН определяется специалистами КБ «Южное» по результатам фактических измерений параметров качки судна для фактического положения СП относительно движения волн и фактических данных по значениям приземного ветра.

Поскольку поперечное динамическое нагружение КА и топливных баков РБ ДМ-SL при старте РКН максимально, основное внимание в процессе тестовых испытаний СП было уделено уменьшению параметров факторов, влияющих на величину изгибающего момента в корневом сечении РКН. В частности, исследовался вопрос влияния упругости конструкции СП на показания датчиков, регистрирующих процесс качки СП. Результаты непосредственных измерений показали, что показания датчиков, регистрирующих качку СП и расположенных в носовой и корневой частях СП, совпадают. Однако, чтобы избежать возможных ошибок, было принято решение юстировать датчики по отношению к стартовому столу. При этом ожидаемая ошибка должна быть не более  $0,1^\circ$ .

Учитывая, что перемещение любых масс относительно центра масс СП приведет к угловым перемещениям СП, было принято решение о введении таких предварительных наклонов СП при проведении операций, чтобы после проведения операции стартовый стол и палуба СП были горизонтальны. Так, перед вывозом ТУА с РКН из ангара дается преднаклон по дифференту  $+0,5^\circ$  и проводится контроль, чтобы после вывоза РКН дифферент СП был равен нулю. Такой контроль проводится после окончания каждой операции, если перед ее началом был сделан преднаклон. Перед опусканием стрелы ТУА и возвращением ТУА в ангар дается предварительный дифферент  $-0,2^\circ$ . Дифферент СП на момент старта РКН должен быть равен нулю.

В процессе определения условий эксплуатации РКН на СП рассматривались и вопросы возможности использования БПГ различных компоновочных схем. В частности, использо-

зование БПГ длиной 15,975 м. Проведенные расчеты (РКК «Энергия» и КБ «Южное») показали, что при использовании БПГ такой длины для РКН в горизонтальном положении в условиях качки необходимо введение дополнительной опоры под БПГ. Такое решение требовало конкретной проработки конструкции дополнительной опоры, а использование БПГ длиной 15,975 м не было актуальным на той стадии разработки проекта и поэтому в дальнейшем не рассматривалось. Одним из возможных направлений снижения нагрузок на РБ ДМ-SL при старте РКН была попытка проработки возможности пуска РКН в тот момент времени, когда текущие углы качки судна приблизительно равны нулю. Однако эта идея не была принята из-за сложности разработки и реализации алгоритмов системы управления пуском.

### **Обеспечение безопасности стартовой платформы при старте РКН**

Для обеспечения безопасности СП при старте РКН из-за возникновения возможных аварийных ситуаций после отрыва РКН от СП было принято решение о введении маневра увода РКН от СП. Однако на пути реализации этого решения встал вопрос о допустимых границах на поверхности СП, за которые не должны заходить следы струй двигателей РКН. Наличие таких границ связано с тем, что в помещениях СП, расположенных вблизи стартового стола, находятся приборы и оборудование систем управления пуском РКН и обеспечения проведения предстартовых операций. Почти все они были заимствованы из систем, которые ранее создавались и эксплуатировались в подземных стартовых сооружениях. А на СП защитой от акустического и пульсационного воздействия на поверхность СП являлась только усиленная обшивка палубы. Поэтому для снижения уровня акустического шума и вибрации внутри помещений СП при старте РКН необходимо, чтобы до достижения определенной высоты полета РКН следы струй не выходили за определенные границы. В результате совместной работы специалистов РКК «Энергия» и КБ «Южное» такие границы были определены, и все вопросы, связанные с реализацией маневра увода РКН, решены.

### **Условия нагружения РКН в полете**

После определения условий нагружения конструкции РКН в составе СП необходимо было определить условия нагружения РКН в

полете. Решение этого вопроса связано с возможностями системы управления (СУ) РН «Зенит-2S», на которую устанавливается разгонный блок ДМ-SL (большой массы), а на РБ ДМ-SL сверху устанавливается БПГ с диаметром обтекателя большим, чем тот, на который были разработаны конструкции РН и РБ. При этом необходимо было минимизировать внешние нагрузки, чтобы обеспечить минимальные доработки конструкции. В процессе полета РКН, особенно в зоне максимального скоростного напора ( $\max q$ ), особое внимание уделяется определению поперечных аэродинамических сил, обычно определяющих прочность конструкции корпусов верхней части РН, РБ и БПГ. Значение распределенной поперечной аэродинамической силы  $Y$  (для симметричных РН) определяется по формуле

$$Y = C_y^\alpha \alpha_n q S,$$

где  $C_y^\alpha$  — производная по углу атаки коэффициента распределенной поперечной аэродинамической силы;  $\alpha_n$  — пространственный угол атаки;  $q$  — скоростной напор;  $S$  — характерная площадь.

В зоне максимального скоростного напора значение  $C_y^\alpha$  меняется незначительно. Поэтому для ограничения поперечных аэродинамических сил, действующих на РКН, вводится ограничение на значение произведения скоростного напора на пространственный угол атаки  $\alpha_n$ . Выполнение этого ограничения обеспечивается работой СУ РН. Учитывается действие струйных течений ветра. Действие порыва ветра (при введении ограничения на произведение  $\alpha_n q$ ) не учитывается, так как предполагается, что СУ не реагирует на порыв. Действие порыва ветра учитывается при проведении связанного расчета нагрузок на РКН.

Основной целью в определении условий нагружения РКН в полете была задача определения минимально возможного и обеспечивающего СУ РН значения произведения скоростного напора на пространственный угол атаки в процессе движения по возмущенной траектории. Дело в том, что взятая за прототип РН «Зенит» была спроектирована фактически как всепогодная, и для нее практически не было ограничений на значения скорости ветра по траектории полета. Для новой компоновочной схемы РКН «Зенит-3SL» эти ограничения нужно было определить. В результате интенсивной проработки этого вопроса разработчик СУ РН восстановил в ней алгоритмы ограничения аэродинамических нагрузок на РКН, подобные тем, которые были реализованы в системе управления РКН «Энергия». По результатам проведенного моделирования работы

СУ было принято решение об ограничении СУ РН максимального значения произведения пространственного угла атаки  $\alpha_n$  на скоростной напор  $q$  (с учетом струйных течений ветра и без учета порыва ветра) на участке работы контура ограничения нагрузок до  $\alpha_n q \leq 13\ 500 \text{ кгс}^{\circ}/\text{м}^2$ . При этом, по предложению компании *BCSC*, одновременно было принято неординарное решение о проведении расчета нагрузок на БПГ, РБ ДМ-*SL* и РН «Зенит-2S» в процессе полета РКН в зоне максимального скоростного напора для  $\alpha_n q \leq 15\ 000 \text{ кгс}^{\circ}/\text{м}^2$ . Такое предложение было вызвано тем, что коэффициенты аэродинамических сил при проведении расчетов нагрузок были приняты равными их номинальным (средним) значениям, и задана точность их определения. По вопросу учета в нагрузках точности определения коэффициентов аэродинамических сил были разные мнения у компании *BCSC* с РКК «Энергия» и КБ «Южное». Поэтому и пришли к компромиссному решению — увеличению  $\alpha_n q$  для расчета нагрузок, чтобы не нарушать нормативные документы по проектированию конструкций, принятые в разных странах. Значения скорости струйных течений ветра в зоне старта для расчета нагрузок в зависимости от высоты полета РКН были определены компанией *BCSC* с вероятностью непревышения 0,95, а сдвиги скорости ветра — с вероятностью 0,99. Так как СУ РН должна быть спроектирована с более высокой вероятностью непревышения, то при ее проектировании и проведении моделирования вводятся соответствующие поправки. Предельное значение  $\alpha_n q \leq 13\ 500 \text{ кгс}^{\circ}/\text{м}^2$  обеспечивается работой СУ от воздействия ветра с учетом этих поправок. Скорость порыва ветра на начальном этапе расчетов проектных нагрузок была принята равной 7,6 м/с. В дальнейшем, после тщательной обработки (компанией *BCSC*) результатов измерений параметров атмосферы в зоне пуска, эта величина была снижена до 3,8 м/с. Нужно отметить, что в результате того, что контур ограничения аэродинамических нагрузок работает в определенном диапазоне чисел Маха, до его включения и после выключения значения углов атаки ничем не ограничиваются. Таких участков, когда возможна реализация повышенных значений произведения  $\alpha_n q$  при относительно небольших скоростных напорах, два. Один участок, в районе ~30 с полета РКН, когда осуществляется маневр разворота ракеты и контур еще не включен, и второй участок, ~100 с полета, когда контур ограничения нагрузок уже выключен. Ракета после парирования возмущений на предыдущем участке полета летит с отклонениями от траектории

выведения и переходит на терминальное управление. Переход на терминальное управление вызывает разворот ракеты за короткое время и появление больших пространственных углов атаки. Разворот нужен для обеспечения необходимых условий разделения первой и второй ступеней и падения отделяющихся частей в заданный район океана.

Типичные проектные данные ожидаемого изменения  $\alpha_n q$  по времени полета РКН, предназначенные для проведения расчетов связанных нагрузок при интеграции КА, приведены на рис. 5.

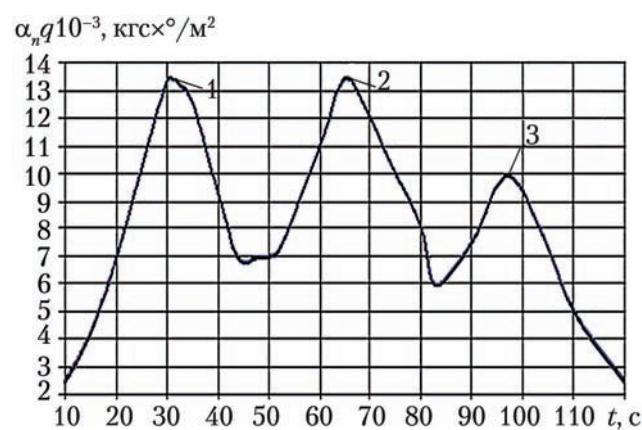


Рис. 5. Типичные проектные данные изменения параметра  $\alpha_n q$  от времени полета: 1 —  $M \approx 0,6$ ; 2 —  $\max q, M \approx 2,0$ ; 3 —  $M > 4,0$

Снижение пространственных углов атаки, и, соответственно, уровня нагружения РКН в районах ~30 и 100 с полета возможно только за счет введения ограничений на значения скоростей струйных течений ветра и угловых скоростей разворота РКН.

Нагружение конструкции несущего корпуса РБ ДМ-*SL* максимально при движении РКН в зоне максимального скоростного напора. Поэтому, учитывая, что в дальнейшем возможно применение в составе РКН «Зенит-3SL» БПГ длиной 15,975 м, РКК «Энергия» на начальном этапе разработки проекта приняла превентивное решение о разработке несущего корпуса РБ с учетом этой возможности (чтобы избежать в дальнейшем отработки прочности РБ на увеличенные нагрузки). Принятие в дальнейшем компанией *Sea Launch* решений по улучшению характеристик комплекса «Морской старт» в процессе его эксплуатации — увеличению максимального значения скоростного напора, массы КА, объема топливных баков РБ ДМ-*SL* по сравнению сложенными при проектировании — не привело к доработкам несущего корпуса РБ ДМ-*SL*.

Совместная разработка компаниями условий нагружения РКН связана с тем, что РКК «Энергия», КБ «Южное» и *BCSC* проводят

самостоятельно расчеты нагружения конструкций собственной разработки и затем обмениваются результатами расчетов. Совпадение результатов расчетов подтверждает разработчику КА правильность расчета нагрузок. Особым вопросом был обмен данными по математическим моделям конструкций. В результате компания *Kvaerner* представила амплитудно- и фазочастотные характеристики СП при старте РКН, КБ «Южное» — динамическую модель первых двух ступеней РН «Зенит-2S», РКК «Энергия» — динамическую модель РБ ДМ-SL, BCSC — БПГ с КА, КБТМ — динамическую модель стартового устройства. Случай единственный и беспрецедентный — три организации в разных странах могут независимо определить все нагрузки на все составные части РКН.

Все условия эксплуатации для РБ ДМ-SL и РН «Зенит-2S» были также определены для случаев их автономной эксплуатации, в т. ч., при транспортировании на СКС или на судне «Кондок» класса РО-РО. Казалось, рассмотрели все возможные случаи нагружения, включая действие вибрации. Однако, жизнь оказалась богаче на выдумки. Разгонный блок ДМ-SL транспортировался на судне «Кондок» из порта на Черном море в Базовый порт. Транспортирование блока производилось в специальном контейнере, установленном на опоры. Для контроля виброперегрузок, возникающих в процессе транспортирования, рядом с одной из опор были установлены вибродатчики. После прибытия в Базовый порт показания датчиков были проанализированы и оказалось, что в процессе транспортирования периодически регистрируются ударные воздействия с амплитудой до 1 000 g, что недопустимо. По сообщению сопровождающего блок, произошло следующее: прибывший на борт судна представитель страховой компа-

нии заявил, что опоры контейнера выглядят довольно слабыми и предложил команде для страховки подкрепить контейнер от возможного падения. Команда нашла шпалы и уложила их под контейнер, закрепив клиньями. В процессе транспортирования при качке клинья ослабевали и шпалы начинали расплзаться. Чтобы этого не происходило, команда кувалдой забивала клинья, что и было причиной несанкционированных ударных воздействий. РКК «Энергия» со своей стороны подтвердила достаточную прочность опор контейнера и предложила компании *Sea Launch*, если будет требование страховой компании, изменить способ страховки контейнера.

## Заключение

Показаны подход к решению проблем выбора условий нагружения РКН в составе комплекса «Морской старт» и принятые решения для обеспечения минимальных доработок составных частей РКН (РБ и РН). Определены основные факторы, влияющие на уровень нагружения ракеты космического назначения. Дальнейшая эксплуатация комплекса «Морской старт» показала правильность и достаточность выбранных для проектирования и интеграции космических аппаратов условий нагружения РКН.

## Список литературы

1. Алиев В.Г., Легостаев В.П., Лопота В.А. Создание и пятнадцатилетний опыт эксплуатации ракетно-космической системы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2 (5). С. 3–13.
2. Максимаджи А.И. Капитану о прочности судна: Справочник. Л.: Судостроение, 1988. Статья поступила в редакцию 08.04.2014 г.

## РАКЕТА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ «ЗЕНИТ-3SL» ДЛЯ ПРОГРАММЫ «МОРСКОЙ СТАРТ»

© 2014 г. Филин В.М.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия»)  
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

Представлены материалы по ракетно-космическому комплексу морского базирования, созданному на базе ракетного комплекса «Зенит» и разгонного блока типа ДМ. Рассмотрены основные проблемные вопросы, которые были решены в процессе создания и эксплуатации комплекса.

**Ключевые слова:** ракета космического назначения, ракетно-космический комплекс, морское базирование, разгонный блок, ракета «Зенит», жидкостные ракетные двигатели, система управления, стартовое устройство, пусковое устройство.

## ZENIT-3SL INTEGRATED LAUNCH VEHICLE FOR SEA LAUNCH PROGRAM

Filin V.M.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)  
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

The paper provides materials on the sea-based rocket and space complex developed on the basis of Zenit rocket complex and DM-type upper stage. Reviewed are the major issues which were resolved during the complex development and operation.

**Key words:** integrated launch vehicle, rocket and space complex, sea-based, upper stage, Zenit rocket, liquid-propellant rocket engine, control system, launcher, launch pad.



ФИЛИН В.М.

Ракета космического назначения (РКН) «Зенит-3SL» является центральным звеном ракетно-космического комплекса морского базирования в рамках международного проекта «Морской старт» [1, 2].

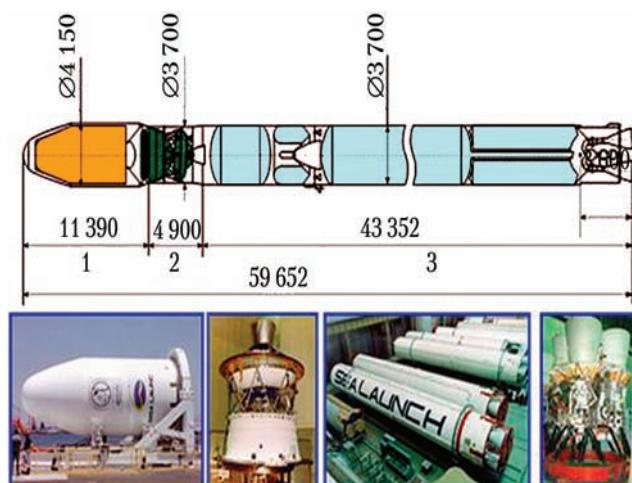
Создателям нового комплекса для обеспечения запуска ракеты-носителя (РН) «Зенит-3SL» пришлось решить множество технических проблем, связанных с необходимостью:

- адаптации наземных ракетных систем и оборудования к морским условиям (ограниченная площадь размещения, качка при морских переходах, взаимодействие с судовыми системами и пр.);
- эксплуатации РН и разгонного блока (РБ) в новых климатических условиях;
- стабилизации стартовой платформы в заданном положении и в требуемой географической точке в момент старта (погрешность

смещения от заданной точки должна быть не более 50 м);

- прицеливания РН, находящейся на подвижной платформе (при соответствующей модернизации ее систем управления (СУ) и РБ);
- сохранения горизонтального положения стартовой платформы во время движения установщика по палубе и в процессе заправки РН;
- обеспечения безударного выхода РН из пускового устройства (старт может производиться при высоте волн до 2,5...2,7 м) и минимизации воздействий струй двигателя на стартовую платформу;
- виброакустической защиты систем и оборудования, расположенных в помещениях стартовой платформы вблизи воздействия струй двигателя;
- управления предстартовой подготовкой и пуском РКН по радиоканалам со сборочно-командного судна, стоящего в 5...8 км от безлюдной стартовой платформы;
- обеспечения электромагнитной совместимости многочисленных радиосистем, созданных в разных странах;
- передачи телеметрической информации через спутники-ретрансляторы, использования спутниковых систем связи для управления полетом разгонного блока;
- проведения автономных и комплексных испытаний;
- согласования технических условий и контроля за соблюдением стандартов и нормативов четырех государств.

РКН «Зенит-3SL», изображенная на рис. 1, является новой разработкой, хотя использует хорошо отработанные отдельные составные части, прежде всего, РН «Зенит-2S».



**Рис. 1. Состав и габаритные размеры ракеты космического назначения «Зенит-3SL» системы «Морской старт»:** 1 – блок полезного груза, BSCS, США; 2 – РБ ДМ-SL, РКК «Энергия», Россия; 3 – ракета-носитель «Зенит-2S», КБ «Южное», Украина  
Примечание. BCSC – Boeing Commercial Space Company.

РН «Зенит-2S» разрабатывалась ГКБ «Южное» (г. Днепропетровск, Украина) как модификация находившейся в эксплуатации двухступенчатой РН «Зенит-2» с доработками под условия морского старта, установку РБ и блока полезного груза (БПГ), а также для повышения надежности и улучшения энергетических характеристик. БПГ представляет собой новую разработку американской фирмы *Boeing*, созданную специально для комплекса «Морской старт». РБ ДМ-SL разрабатывался РКК «Энергия» также специально для комплекса «Морской старт» на базе РБ типа ДМ.

РН «Зенит» выполнена по моноблочной двухступенчатой схеме и отличается высоким уровнем энергетических характеристик и конструктивно массового совершенства, высокой плотностью компоновки, безопасностью эксплуатации [3], что достигается за счет:

- рациональной компоновочной схемы с минимальными объемами «сухих» отсеков;
- применения высокоэнергетичной топливной пары;
- создания уникальных двигателей для I и II ступеней РН;
- применения для силовых элементов корпуса нового высокопрочного конструкционного материала – нагартованного алюминиевого сплава АМГ-6 НПП;
- широкого внедрения вафельных обечайек в конструкцию корпуса топливных емкостей и «сухих» отсеков;
- применения передовой технологии производства, базирующейся на широком использовании полуфабрикатов и современных методах изготовления, сборки и контроля качества изделий.

Плотная компоновка узлов и систем на борту РН позволила обеспечить размеры крупногабаритных блоков I и II ступеней в пределах, допустимых для реализации экономичного режима железнодорожной транспортировки с завода-изготовителя на космодром (без остановки встречного движения габаритных составов).

Разработка оригинальной конструкции узлов связи РН с наземным оборудованием, разнесение их по двум уровням (межступенняя зона и хвостовой отсек I ступени) и объединение по функциональным признакам позволили упростить и полностью автоматизировать проведение стыковочных работ на пусковом устройстве (ПУ).

Принятая схема в сочетании с расстыковкой электропневмокоммуникаций ходом стартующей РН впервые в ракетной технике создала предпосылку к полному отказу от узлов разового действия на стартовом комплексе (СК).

Рациональная схема установки РКН на пусковой стол с реализацией режима ее «удержания» при старте в целях заключительного предполетного диагностирования обеспечила повышение надежности выполнения задач пуска.

Наряду с традиционными задачами СУ РН «Зенит-2S» решала ряд новых задач, включая:

- обеспечение безударного выхода РКН из ПУ путем регулирования ее поперечного смещения на стартовом участке полета;
- ограничение поперечных нагрузок на конструкцию РКН при движении в плотных слоях атмосферы путем регулирования пространственного угла атаки;
- обеспечение стабильности энергетических характеристик двигателя РД171 путем реализации алгоритмов связанного регулирования по режиму тяги двигательной установки (ДУ) и системы управления уровнем топлива (СУРТ) с учетом индивидуальных характеристик каждого экземпляра двигателя РД171;
- современные методы масштабирования и калибровки чувствительных элементов командно-го комплекса позволяют обеспечить высокую точность выведения космического аппарата (КА);
- применение в СУ методов терминального управления, что в совокупности с разработанными алгоритмами стабилизации РН и управления двигателями позволило обеспечить высокие динамические и точностные характеристики выведения различных типов полезных нагрузок на различные рабочие орбиты;
- на основе терминальной системы наведения впервые для космического ракетного комплекса решена задача оперативного изменения цели пуска, что существенно повысило эксплуатационные характеристики комплекса.

К техническим решениям, позволившим исключить присутствие личного состава на ПУ в процессе предстартовой подготовки РН, относятся:

- автоматическаястыковка электропневмокоммуникаций РКН и транспортно-установочного агрегата (ТУА) с системами ПУ, обеспечивающая оригиналной кабель-мачтой и другими узлами ПУ, использующими электроразрывные соединители «Бутан» различной комплектации и оригиналные пневморазъемы;
- автоматическая установка РКН на ПУ обеспечивается за счет разработки оригиналных узлов связи РН, ТУА, ПУ и опорных кронштейнов ПУ;
- автоматическиестыковка и отстыковка к РН заправочно-сливных коммуникаций;
- автоматизация регламентных работ на СК после пуска РКН (без использования электроправочного макета РКН) с помощью блока функциональных проверок.

Оригинальная технология работ по стыковке РКН с элементами ПУ обеспечивает дистанционное автоматизированное управление из командного пункта всем процессом подготовки и пуска РКН с момента ее доставки к ПУ (рис. 2).



Рис. 2. Старт ракеты космического назначения «Зенит-3SL» с плавучей платформы

Управление процессом подготовки и пуска РКН осуществляется автоматизированной системой управления подготовкой РКН и комплексом систем автоматизированного дистанционного управления наземным технологическим оборудованием.

Операции по сливу компонентов топлива из баков РН в случае несостоявшегося пуска осуществляются автоматически. При этом для обеспечения безопасности (в случае прохождения команды «Аварийное выключение двигателя» (АВД) в автоматическом режиме (до слива компонентов из баков)) предусмотрена промывка трактов двигателя горючим (промывочный материал — основное горючее из бака Г-1) со сбросом образовавшейся смеси в лоток ПУ.

Размеры ПУ в плане предельно минимизированы, что сократило сроки и стоимость ее создания, а также упростило решение вопросов по созданию подвижных частей наземных

заправочных коммуникаций и поворотных опорных устройств за счет внедрения нового принципа стабилизации РН на стартовом участке траектории: в начале движения осуществляется стабилизация относительно максимально выступающих элементов хвостовой части РКН, а затем – плавный переход на традиционный способ стабилизации РКН относительно центра масс после прохождения РКН габаритных точек ПУ.

Технические решения, направленные на исключение из конструкции узлов разового действия и проведение ремонтно-восстановительных работ на старте:

- расстыковка электропневморазъемов между бортовой платой РКН и кабель-мачтой ходом стартующей РКН и отвод кабель-мачты от РКН в процессе старта РКН, что в сочетании с оригинальной конструкцией платы кабель-мачты и электропневморазъемов позволило исключить прямое воздействие струи двигателя I ступени на плату кабель-мачты;
- отвод наземных заправочных коммуникаций в ниши ПУ перед стартом РКН и отвод наземных опорных устройств в ниши ПУ в процессе старта РКН позволили исключить воздействие на них струи двигателя. Такое схемное решение стало возможным за счет оригинальной компоновки хвостовой части РКН – переноса ее опорных кронштейнов в зону торцевого шпангоута бака горючего I ступени и выполнение корпуса двигательного отсека I ступени меньшего диаметра, чем остальные отсеки РН.

### **Модернизация системы управления пуском РН**

При создании РН «Зенит-2S» на базе РН «Зенит-2» была проведена глубокая модернизация СУ, в т. ч. применена новая навигационная система, обеспечивающая прицеливание гироплатформы по азимуту методом гирокомпасирования, без привязки к наземным опорным точкам и без использования канала оптической связи. В части приборного состава произведена замена оборудования, функционально входящего в навигационную систему: заменена гиростабилизированная платформа с целью реализации режима гирокомпасирования, бортовой компьютер «Бисер-2» заменен на обладающий большей производительностью бортовой компьютер «Бисер-3» [4].

Разработчиком и изготовителем систем управления РН «Зенит-2» и «Зенит-2S», в состав которых входит навигационная система, является ФГУП «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения им. акад. Н.А. Пилюгина» (НПЦ АП).

Основные доработки РН «Зенит-2S» для использования:

- применение СУ на базе бортовой цифровой вычислительной машины «Бисер-3», гироплатформы ПВ300;
- модернизация системы контроля температур;
- доработка системы управления расходом топлива;
- доработка пневмогидросистемы подачи компонентов топлива;
- прокладка дополнительных трубопроводов для заправки РБ;
- исключение трех шар-баллонов из системы наддува бака кислорода «О» I ступени и одного из системы наддува бака горючего «Г» II ступени;
- установка клапанов нештатного слива горючего;
- доработка агрегатов автоматики и приборного отсека;
- установка заглушки, обеспечивающей поддержание баков под давлением во время эксплуатации;
- введение защитной крышки с электропневмоклапаном управления на дренажном патрубке бака «О» II ступени;
- усиление нижних обечаек бака «Г» I ступени и силового кольца;
- усиление корпуса бака «О» II ступени;
- введение трубопровода для терmostатирования БПГ.

Применение новых навигационных систем в составе СУ РН и СУ РБ позволило в условиях старта с плавучей стартовой платформы обеспечить беспрецедентно высокую точность выведения космических аппаратов (КА).

### **Ракетные двигатели первой и второй ступеней РН**

Для I ступени РН «Зенит» в НПО «Энергомаш» был создан четырехкамерный ЖРД РД171, который является самым мощным по тяге и лучшим по характеристикам в классе кислородно-керосиновых ЖРД среди отечественных и зарубежных образцов [5, 6]. На данном двигателе впервые в отечественном двигателестроении были разработаны и внедрены:

- мощный турбонасосный агрегат (ТНА) с высокими выходными характеристиками (давление на выходе из насоса 600...900 кгс/см<sup>2</sup>, расход компонентов топлива до 2 400 кг/с), требуемый уровень надежности которого обеспечивается за счет внедрения прогрессивных методов упрочнения его элементов и использования современных покрытий, создающих

стойкую защиту проточной части турбины и насоса окислителя от возгорания;

- принципиально новая система регулирования, обеспечивающая программный запуск и выход на основной режим, поддержание режимов по тяге и соотношению компонентов топлива с высокой точностью;
- двухбарьерные уплотнительные элементы, надежно герметизирующие разъемные стыки в соединениях узлов большого диаметра (до 600 мм), работающих под высоким давлением (до 900 кгс/см<sup>2</sup>);
- оригинальное конструктивное решение, позволяющее отклонять камеры при неподвижном ТНА с использованием сильфонных узлов (на газоводах подвода окислительного газа к камерам), работающих в условиях высоких давлений (до 300 кгс/см<sup>2</sup>) и температур газа (до 400 °C);
- датчики давления, непосредственно устанавливаемые на контролируемые элементы и не приводящие к снижению надежности двигателя;
- система технического диагностирования с использованием современных методов неизрывающего контроля, позволяющая производить оценку состояния материальной части двигателя в процессе проведения всех видов испытаний;
- новая технология обработки двигателя после контрольно-технологических испытаний, позволяющая осуществлять его поставку на сборку РН без переборки после контрольно-технологических испытаний (КТИ).

На II ступени РН установлены однокамерный основной двигатель РД120 и четырехкамерный рулевой двигатель РДЗ [7, 8].

Высокие показатели эффективности двигателей РД170, РД120, РД8 были достигнуты за счет реализации оптимальной схемы с дожиганием окислительного газа, высоких значений давления в камерах сгорания. Были использованы новейшие технические достижения, обеспечивающие высокочастотную устойчивость двигателей и их экономичность.

Требуемый уровень надежности всех двигателей гарантируется подтвержденным многократным запасом по ресурсу (шесть ресурсов сверх КТИ по двигателям РД170, РД120 и три ресурса по двигателю РД8).

В пневмогидравлических системах подачи компонентов топлива впервые разработана и применена газобаллонная с подогревом система наддува с перемешиванием (барботажем) расслоенного по температуре компонента. Системы наддува всех баков задублированы по исполнительным органам. Внедрение на РН «холодных» технологических испытаний обес-

печивает высокое качество ее проверки на заводе-изготовителе, в результате чего исключаются взаимовлияние в пневмогидравлических системах, проверяются гидравлические параметры магистралей и жиклеров, проверяется герметичность систем.

На РН проводится в автоматическом режиме глубокая диагностика состояния узлов и систем, обеспечивающая своевременное прекращение пусковых операций в случае выхода контролируемых параметров за допустимые пределы. При этом система пожаро-предупреждения, предусматривающая создание в «сухих» отсеках РН нейтральной среды за счет подачи в них азота при предстартовой подготовке и фреона непосредственно перед запуском двигателя I ступени, предотвращает возникновение пожароопасных ситуаций в случае появления негерметичности в топливных системах.

Важным направлением работ для проектных подразделений явилось участие в реализации предложения об установке на I ступени модернизированного двигателя РД-171М. Решение по этому вопросу было принято руководителями заинтересованных предприятий и президентом компании «Морской старт» еще в октябре 2001 г.

С обеспечением программы изготовления РН «Зенит-2S» двигателями I ступени складывалась непростая ситуация. На начальном этапе эксплуатации комплекса «Морской старт» на I ступень РН устанавливались двигатели РД-171, изготавливавшиеся на базе однотипных двигателей РД-170 после их переборки. На космодроме Байконур имелся задел из 16 таких двигателей, стоявших на изготовленных блоках «А» РН «Энергия», невостребованных после прекращения ее пусков. Их использование для международной программы «Морской старт» было санкционировано межправительственными соглашениями России, Украины и Казахстана.

Переборка и доработка двигателей РД-170 в РД-171М требовалась для внесения конструкционных изменений в узлы подвески и поворота камер, донный экран и т. д. Кроме того, поскольку указанные двигатели были изготовлены во второй половине 1980-х гг. с гарантийным сроком 7 лет, требовалось продлить гарантийные сроки их хранения и эксплуатации. Так, двигатель, установленный на РН для миссии *EchoStar-IX*, был изготовлен в июле 1987 г., а использован в полете в августе 2003 г., т. е. через 16 лет.

Все двигатели этой серии были демонтированы с блоков «А», доставлены на завод-изготовитель в НПО «Энергомаш», доработаны,

а затем подвергнуты короткому огневому испытанию на стенде. После этого они транспортировались на «Южмашзавод» и устанавливались там на первой ступени РН «Зенит-2S».

Более 12 лет, пока использовался имеющийся задел, новые двигатели для программы «Морской старт» не изготавливались. Их производство было вновь налажено в НПО «Энергомаш», при этом вводился ряд усовершенствований, апробированных и реализованных на новых двигателях того же семейства — РД-180 (двуухкамерный) и РД-191 (однокамерный).

### **Разгонные блоки типа ДМ для ракетно-космического комплекса**

В ракетно-космическом комплексе «Морской старт» выведение КА на геопереходную (ГПО) и геостационарную (ГСО) орбиты выполняет РБ ДМ-SL. На начальном этапе блок обеспечивал выведение КА на ГПО массой до 4,8 т и на ГСО массой до 2,3 т [9]. В настоящее время, после проведения доработок, блок обеспечивает выведение КА на ГПО массой до 6,1 т и на ГСО массой до 2,6 т.

Разгонные блоки типа ДМ являются модификациями базового РБ Д, созданного еще в 1960-е гг. Всего было создано десять модификаций указанного блока, известных сегодня под наименованием ДМ (с индексами 11C824M, 11C824Ф, 11C86, 11C861, 11C861-01, 17C40, ДМ1, ДМ2, ДМ3, ДМ-SL). Отличия друг от друга перечисленных блоков, как правило, непринципиальные, продиктованы особенностями решаемых ими задач. Некоторые из указанных модификаций РБ, в свою очередь, модернизировались с целью повышения энергомассовых характеристик. Так, навигационная система РБ ДМ-SL аналогична примененной на РН «Зенит-2S». Систему управления РБ разработало и изготавливает НПЦ АП.

За время эксплуатации все модификации РБ подтвердили свою высокую надежность. Всего по состоянию на 14.02.2014 г. было осуществлено 325 пусков РБ типа Д и ДМ. Из них только 10 блоков имели замечания.

Можно утверждать, что РБ типа ДМ по своей подтвержденной надежности и эффективности являются непревзойденными в мировой практике. Это достигнуто за счет тщательно продуманной конструкции и большого объема наземной экспериментальной отработки. Следует отметить, что первоначально РБ Д разрабатывался в рамках пилотируемой программы Л1 (облет Луны) и требования, предъявлявшиеся по этой причине к его надежности, были чрезвычайно высокими.

Высокое конструктивное совершенство и надежность этого изделия обратили на себя внимание наших зарубежных коллег. Когда определялся технический облик РКН для программы «Морской старт», мнение экспертов было однозначным — в качестве третьей ступени РКН «Зенит-3SL» они хотели видеть только блок ДМ. Тем не менее, в конструкцию РБ типа ДМ для проекта «Морской старт» пришлось провести некоторую модификацию, вызванную необходимостью:

- изменения схемы заправки бака окислителя;
- адаптации РБ к РН «Зенит»;
- замены СУ (в части обеспечения гирокомпасирования, что позволяет дать точную привязку места старта);
- адаптации к капсулированному БПГ и дополнительным требованиям со стороны КА;
- адаптации к новым условиям эксплуатации (морское базирование).

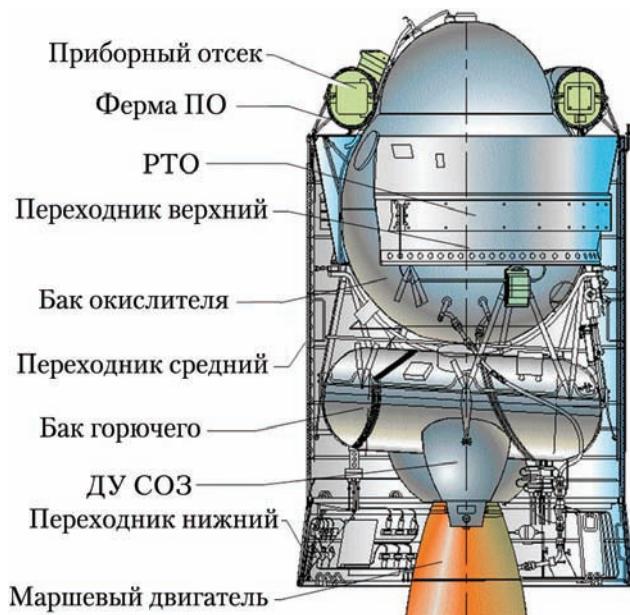
Эти особенности привели к необходимости следующих доработок конструкции РБ ДМ:

- разработке нового нижнего переходника Ø3 900 мм (на стыке с РН);
- доработке верхнего днища бака «Г» под установку приборов СУ и нижнего днища под установку разъемных соединений пневмогидромагистралей заправки;
- доработке заправочно-сливных магистралей «О» на базовом модуле, установка на нижнем переходнике арматуры для заправки РБ окислителем и сжатыми газами;
- доработке бортовой кабельной сети и электроразъемных соединений;
- доработке среднего переходника для обеспечения прочности и герметичности в связи с увеличением внешнего давления;
- доработке пневмогидравлической схемы на базовом модуле РБ для обеспечения стыкуемости с наземным оборудованием и РН, а также ввиду изменения эксплуатационных условий;
- доработке фермы приборного отсека (ПО) в связи с установкой КА на переходный отсек БПГ для обеспечения стыкуемости с капсулированным БПГ, разработанным компанией *Boeing*;
- внутренней перекомпоновке ПО и его доработке под модернизированную СУ РБ;
- доработке фитингов верхнего переходника базового модуля РБ для обеспечения стыковки с переходной юбкой БПГ;
- установке двух малонаправленных антенн комплексной радиотехнической системы «Квант-ВД» с приводами на базовом модуле;
- установке теплозащиты на нижнем переходнике;

- замене испарительной системы терморегулирования (СТР) на СТР с радиационным теплообменником;
- введению СУ маршевого двигателя (СУМД-58 вместо РСК ТК-52);
- установке всенаправленных антенн КРС на переходной юбке;
- использованию литиевых химических источников тока вместо серебряно-цинковых;
- установке дренажных устройств на люках нижнего и среднего переходников;
- установке антенны системы бортовых измерений на переходной юбке.

На разгонных блоках типа ДМ, так же, как и на обеих ступенях РН «Зенит-2S», используется экологически чистое топливо (жидкий кислород+керосин) с высокими энергетическими характеристиками. Большая тяговооруженность РБ обеспечивает незначительные гравитационные потери и дает возможность выводить полезные нагрузки на целевые орбиты за минимальное время.

На рис. 3 приведена компоновочная схема РБ ДМ-SL для РКН «Зенит-3SL».



**Рис. 3. Разгонный блок ДМ-SL для ракеты космического назначения «Зенит-3SL»:** ПО – приборный отсек; РТО – радиационный теплообменник; ДУ СОЗ – двигательная установка стабилизации, ориентации и запуска

СУ РБ типа ДМ решает навигационную задачу, начиная от момента «Контакт подъема», что позволяет в значительной мере компенсировать ошибки, полученные в процессе выведения РН. Эту особенность РБ разработки РКК «Энергия» неоднократно приходилось использовать на практике.

В 1997 г. компания *Sea Launch* объявила о проведении конкурса с целью повышения энергомассовых характеристик РКН «Зенит-3SL».

Ставилась задача повышения конкурентоспособности комплекса «Морской старт» на мировом рынке услуг по выведению КА массой 6 000 кг и более. РКК «Энергия» должна была обеспечить улучшение энергомассовых характеристик РБ ДМ-SL, причем поэтапно, исходя из предложенного компанией *Sea Launch* следующего порядка проведения работ:

- на первом этапе – обеспечение выведения на ГПО КА массой не менее 5 500 кг;
- на втором этапе – обеспечение выведения на ГПО КА массой не менее 6 100 кг.

В конкурсную комиссию поступило 75 предложений, из них 56 получили положительные заключения и были представлены в компанию *Sea Launch* на окончательное утверждение. Учитывая большое количество предложений, было решено разработать дополнение к эскизному проекту РБ ДМ-SL. В октябре 2001 г. была выпущена основная документация для первого этапа, предусматривающая:

- уменьшение массы РБ на 62 кг за счет оптимизации частных конструкторских решений;
- применение на РБ для регистрации телеметрических измерений системы (со статической памятью) БР-9ДМ-04 вместо БР-9ДМ-02, что позволило уменьшить массу РБ на 10,5 кг;
- снятие теплозащитного покрытия с нижнего переходника (уменьшение массы РБ на 15 кг);
- переход на схему выведения с одним включением маршевого двигателя, позволяющую увеличить массу полезного груза (ПГ) на 66 кг за счет выведения КА на заданную орбиту по оптимальной баллистической траектории;
- введение удлиненного соплового насадка маршевого двигателя, что повышает его удельный импульс на 4 единицы, при этом массу ПГ можно увеличивать на 90 кг.

Внедрение всех перечисленных мероприятий первого этапа (26 из 56) на блоке ДМ-SL № 16Л позволило увеличить массу ПГ приблизительно на 245 кг. Параллельно были развернуты работы по второму этапу улучшения энергомассовых характеристик блока ДМ-SL в обеспечение запуска КА массой 6 100 кг. Конкурсная комиссия рассмотрела и представила на утверждение в компанию *Sea Launch* еще 30 предложений, обеспечивающих:

- дальнейшее уменьшение массы РБ на 136 кг за счет оптимизации частных конструктивных решений;
- совершенствование характеристик РБ за счет увеличения запасов топлива на 1 500 кг, что позволяет увеличить массу ПГ на 70 кг;

- исключение из состава антенно-фидерного устройства малонаправленной антенны МНА-1 (с блоком электроники и электромеханическим приводом) и переход на прием информации с антенны МНА-2 за счет разворота РБ на 180° (результат — уменьшение массы РБ на 42 кг);

- отключение маршевого двигателя РБ по окончанию компонентов топлива (результат — уменьшение массы РБ на 50 кг).

Реализация этих мероприятий позволила увеличить массу ПГ еще примерно на 250 кг. Все это, с учетом мероприятий по БПГ и РН «Зенит-2S», позволило достичь массы ПГ, выводимого РБ на переходную орбиту, до 6 160 кг.

Этапы модернизации РБ ДМ-SL представлены на рис. 4.

Массовые характеристики последней модификации РКН (при запуске информационного КА *Intelsat-21* (01.02.2013 г.) следующие:

Стартовая масса РКН «Зенит-3SL» 472 910 кг, в т. ч.:

РН «Зенит-2S»	444 984 кг;
РБ ДМ-SL	19 680 кг;
БПГ	8 248 кг,
включая	
– КА <i>Intelsat-21</i>	5 984 кг;
– головной обтекатель	1 631 кг;
– неотделяемая часть БПГ	633 кг.

Особо следует отметить, что при создании новых модификаций РБ и в ходе их адаптации к запускаемым КА максимально сохраняется преемственность наработанных проектно-конструкторских решений. От модификации к модификации неизменным остается маршевый двигатель 11Д58М — сердце РБ.

Еще одно неоспоримое достоинство РБ типа ДМ — их высокая технологичность при подготовке к запуску. Это хорошо известно и специалистам-испытателям, и эксплуатирующим организациям. Пока на мировом и внутрироссийском рынках не существует надежной и адекватной по возможностям альтернативы РБ типа ДМ.

РКК «Энергия», тем не менее, продолжает вести целенаправленную работу по совершенствованию и дальнейшему наращиванию энергетики РБ этого семейства. Делать это заставляет необходимость выведения отдельных коммерческих аппаратов с особо большой массой на высокоэнергетические орбиты.

## Выводы

В материале представлен комплекс научно-технических проблем, которые были решены при создании РКН «Зенит-3SL», созданной на

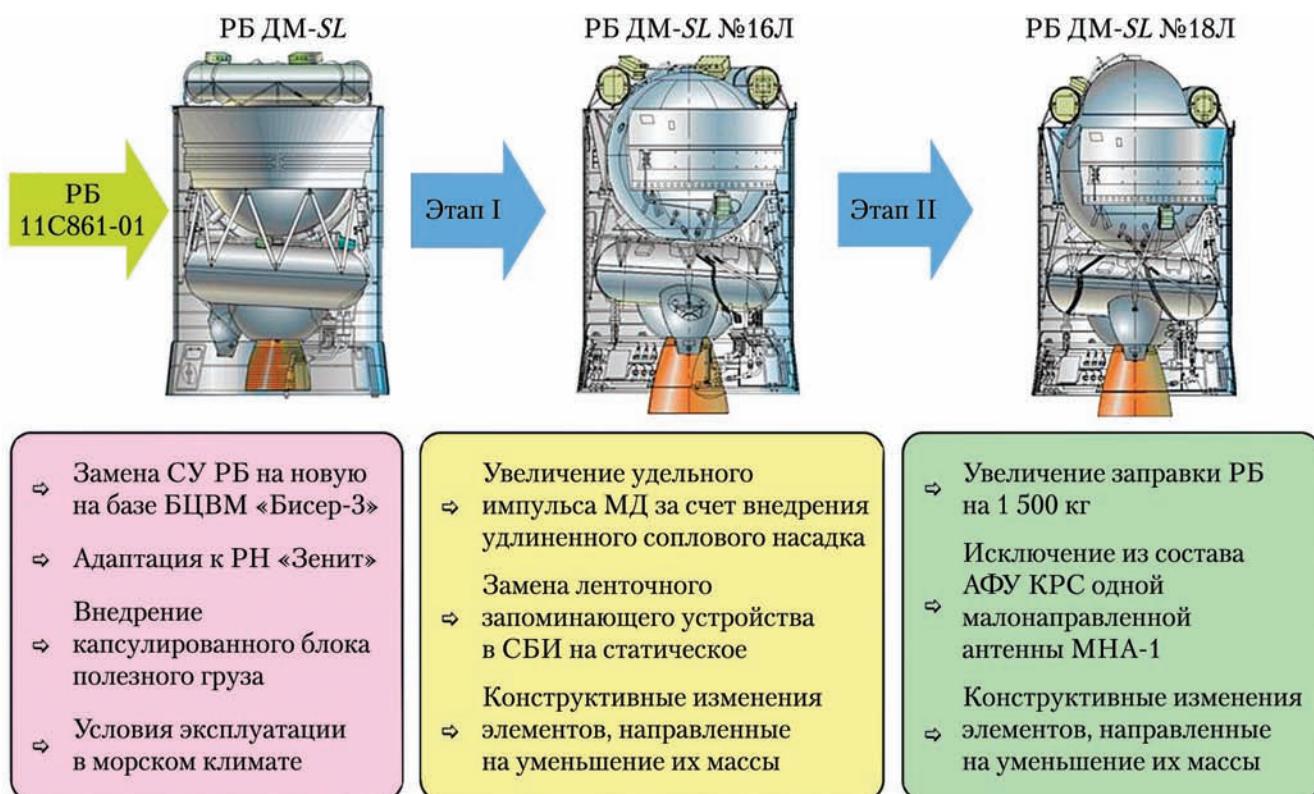


Рис. 4. Этапы модернизации разгонного блока ДМ-SL

Примечание. СУ РБ — система управления разгонного блока; БЦВМ — бортовая цифровая вычислительная машина; РН — ракета-носитель; МД — маршевый двигатель; СБИ — система бортовых измерений; АФУ КРС — антенно-фидерное устройство космической радиосвязи.

базе ракеты «Зенит» и РБ ДМ-SL на базе РБ типа ДМ. Наиболее важными из них были:

- обеспечение старта с морской платформы при волнении океана до 2,5 м;
- обеспечение прицеливания (гиромпасирования) и достижение высокой точности выведения КА на целевую орбиту;
- обеспечение пусковых операций и старта ракеты в автоматическом режиме (в отсутствие на платформе обслуживающего персонала);
- заправка РБ переохлажденным жидким кислородом в точке старта.

К настоящему времени проведено 35 пусков РКН «Зенит-3SL».

## Список литературы

1. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева. На рубеже двух веков. 1996-2001 гг. // Королев: РКК «Энергия», 2001.
2. Алиев В.Г., Легостаев В.П., Лопота В.А. Создание и пятнадцатилетний опыт эксплуатации ракетно-космической системы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2 (5). С. 3–13
3. Блинов В.И., Иванов Н.Н., Сечинов Ю.Н., Шалый В.В. Ракеты-носители. Проекты и реаль-

ность. Кн. 1. Ракеты-носители России и Украины // Омск: Изд-во ОМГТУ, 2011.

4. Кравец В.Г. Особенности контроля и управления полетом ракеты космического назначения по программе «Морской старт»// Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 74–86.

5. Однажды и навсегда / Под ред. Рахманова В.Ф. и Стернина Л.Е. // М.: Машиностроение, 2001.

6. Трофимов В.Ф. Осуществление мечты. М.: Машиностроение – Полет, 2001.

7. Соколов Б.А., Филин В.М., Тупицын Н.Н. Кислородно-углеводородные ЖРД для разгонных блоков, созданные в ОКБ-1–ЦКБЭМ–НПО «Энергия»–РКК «Энергия» // М.: Полет, 2008. № 11. С. 3–6.

8. Жидкостные ракетные двигатели, созданные ОКБ-1–ЦКБЭМ–НПО «Энергия»–РКК «Энергия» им. С.П. Королева / Под редакцией Соколова Б.А. // Ракетно-космическая техника. Труды. Королев: РКК «Энергия», 2009.

9. Филин В.М. Место старта – океан. М.: Изд-во «Логос», 1999.

Статья поступила в редакцию 11.03.2014 г.

УДК 533.51:629.764.024.3

**РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ  
СИСТЕМЫ ДРЕНИРОВАНИЯ ГОЛОВНОЙ ЧАСТИ  
РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ «ЗЕНИТ-3SL»  
МОРСКОГО БАЗИРОВАНИЯ**

© 2014 г. Дядькин А.А., Казаков М.И., Лебедев В.И.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия»)  
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, e-mail: post@rsce.ru

*В статье излагаются технические аспекты разработки и эксплуатации уникальной системы дренирования негерметичных отсеков космической головной части ракеты космического назначения «Зенит-3SL», созданной в рамках международного проекта «Морской старт» (Sea Launch) с участием РКК «Энергия» (Россия), фирмы Boeing (США), фирмы Kværner (Норвегия) и ГКБ «Южное» (Украина). Система обеспечивает стравливание воздуха из газодинамически связанных негерметичных отсеков космической головной части в процессе полета с целью обеспечения минимальных перепадов давлений, действующих на внешние оболочки каркасных отсеков и перегородки между ними, и выполнения требований разработчиков космических аппаратов к параметрам среды в зоне их расположения. Рассматриваются основные характеристики, этапы отработки системы в процессе создания и особенности ее эксплуатации.*

**Ключевые слова:** космическая головная часть, ракета космического назначения, негерметичные отсеки, дренирование, дренажные устройства, перепады давлений.

**DEVELOPMENT AND OPERATION OF VENTING SYSTEM OF ASCENT  
UNIT OF ZENIT-3SL SEA-BASED INTEGRATED LAUNCH VEHICLE**

Dyadkin A.A., Kazakov M.I., Lebedev V.I.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)  
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

*The paper describes technical aspects of development and operation of a unique venting system for unpressurized compartments of the ascent unit of Zenit-3SL integrated launch vehicle developed within the International Sea Launch project (Sea Launch) with the participation of RSC Energia (Russia), Boeing company (the USA), Kværner company (Norway) and GKB Yuzhnoe (Ukraine). The system drains air from gasdynamically connected ascent unit unpressurized compartments during a flight to ensure minimum pressure drops acting on the external shells of frame compartments and their partitions, and meet requirements of spacecraft developers for environment parameters in their location area. Reviewed are main performance data, system test phases in the course of development, and its operation specifics.*

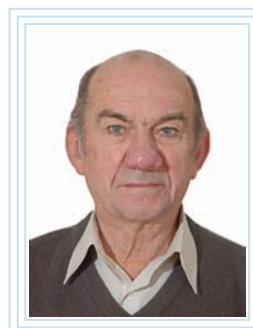
**Key words:** ascent unit, integrated launch vehicle, unpressurized compartments, venting, venting system, pressure drops.



ДЯДЬКИН А.А.



КАЗАКОВ М.И.



ЛЕБЕДЕВ В.И.

ДЯДЬКИН Анатолий Александрович — ктн, начальник отдела РКК «Энергия»,  
e-mail: [anatoly.a.dyadkin@rsce.ru](mailto:anatoly.a.dyadkin@rsce.ru)

DYADKIN Anatoly Alexandrovich — Candidate of Science (Engineering), Head of Department  
at RSC Energia

КАЗАКОВ Михаил Иванович — начальник сектора РКК «Энергия»,  
e-mail: [michael.kazakov@rsce.ru](mailto:michael.kazakov@rsce.ru)

KAZAKOV Mikhail Ivanovich — Head of Sector at RSC Energia

ЛЕБЕДЕВ Владимир Иванович — ведущий инженер РКК «Энергия»,  
e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

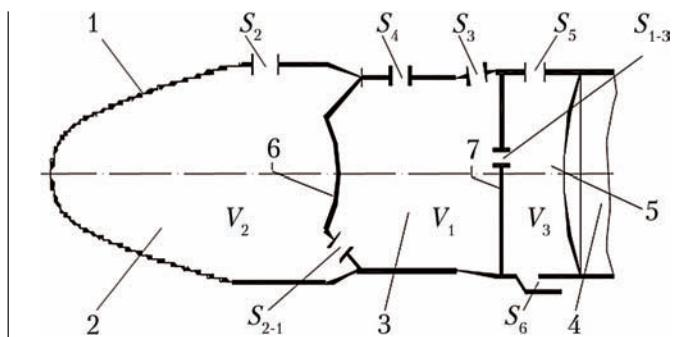
LEBEDEV Vladimir Ivanovich — Leading Engineer at RSC Energia

## Введение

При создании любой ракетно-космической системы подлежит решению вопрос стравливания газа из негерметичных отсеков на участке выведения. С этой целью создаются специальные дренажные устройства или системы, задачей которых является уменьшение перепадов давлений  $\Delta P$  (разность между давлением  $P_{\text{вн}}$  в отсеке и давлением  $P_{\text{нар}}$  на его наружной поверхности), действующих на оболочки каркасных отсеков.

В данной статье рассматривается создание уникальной системы дренирования космической головной части (КГЧ) ракеты космического назначения (РКН) «Зенит-3SL» морского базирования.

В состав КГЧ РКН «Зенит-3SL» входят: капсулированный блок полезного груза (БПГ) разработки фирмы *Boeing* с размещенным в нем космическим аппаратом (КА); разгонный блок (РБ) ДМ-SL разработки РКК «Энергия» и приборный отсек (ПО) ракеты-носителя (РН) «Зенит» разработки ГКБ «Южное» [1]. Впервые в мировой практике использован капсулированный БПГ с клапанами на разделительном экране между БПГ и РБ. Капсулированный БПГ выбран прежде всего с целью сохранения конфиденциальности особенностей конструкции КА иностранных разработчиков. В первых модификациях РКН «Зенит-3SL» устанавливалась дополнительная гибкая перегородка между РБ и ПО РН с отверстиями для улучшения условий терmostатирования ПО при наземной подготовке (рис. 1). В последующих модификациях, с целью уменьшения массы конструкции БПГ и увеличения массы выводимых КА, перегородка была снята без ухудшения условий терmostатирования ПО за счет введения в конструкцию диффузоров специальной формы для подачи терmostатирующего воздуха в РБ и ПО РН [2].



системы терmostатирования КГЧ при наземной подготовке РКН и системы дренирования в полете. Для обеспечения необходимого теплового режима приборов и КА в конструкции КГЧ предусмотрены входные и выходные устройства подачи терmostатирующего воздуха в отсеки, одна часть из которых в процессе старта закрывается, а вторая остается открытой в течение всего полета и влияет на работу системы дренирования (рис. 1, устройства  $S_3$ ,  $S_5$ ,  $S_6$ ). Наличие этих устройств подлежало учету при формировании системы дренирования и анализе ее работы.

Таблица 1

#### Допустимый диапазон перепадов давлений, действующих на конструкцию отсеков

Наименование отсека	Перепад давления $\Delta P$ , кгс/см <sup>2</sup>
Головной обтекатель ( $V_2$ ), $\Delta P_2 = P_{2\text{ин}} - P_\infty$	$-0,035 \leq \Delta P_2 \leq 0,146$
Разгонный блок ( $V_1$ ), $\Delta P_1 = P_{1\text{ин}} - P_\infty$	$-0,05 \leq \Delta P_1 \leq 0,15$
Приборный отсек РН ( $V_3$ ), $\Delta P_3 = P_{3\text{ин}} - P_\infty$	$-0,1 \leq \Delta P_3 \leq 0,1$
Разделительный экран между БПГ и РБ, $\Delta P_{2-1} = P_2 - P_1$	$-0,035 \leq \Delta P_{2-1} \leq 0,035$
Перегородка между РБ и ПО РН, $\Delta P_{1-3} = P_1 - P_3$	$-0,04 \leq \Delta P_{1-3} \leq 0,04$

В составе РКН планировалось использование двух ГО разной длины и объема ( $V_1 = 107,5$  м<sup>3</sup> и  $V_2 = 170,0$  м<sup>3</sup>). Кроме того, в процессе эксплуатации РКН не исключалось использование других ГО большего объема и размеров (в частности, диаметром более 5,0 м). Поэтому ставилась задача создания универсальной системы дренирования, которая обеспечивала бы заданные диапазоны давлений в отсеках для различных модификаций БПГ без доработок конструкции дренажных устройств и была совместима с системой терmostатирования.

Поскольку запуски РКН «Зенит-3SL» осуществляются со стартовой платформы (СП) из акватории океана, требовалось исключить попадание агрессивной морской среды внутрь отсеков, особенно в зону КА. Это значительно усложняло решение задачи, учитывая автоматизированный пуск РКН, что исключало участие человека и использование ручных операций за четыре часа до пуска, а также в случае его отмены при возникновении нештатных ситуаций (НШС).

Так как РКН «Зенит-3SL» создавалась в рамках международного проекта «Морской

старт», на начальной стадии работ определенную трудность представляло налаживание взаимодействия специалистов РКК «Энергия», ГКБ «Южное» и фирмы *Boeing* в силу некоторых различий в методах и подходах к решению задач проектирования, а также языкового барьера. Однако этот момент был достаточно быстро преодолен благодаря высокой квалификации специалистов, участвовавших в проекте. Была определена роль каждого участника в разработке системы дренирования КГЧ:

- головная роль отводилась РКК «Энергия»;
- дублирующие расчеты осуществлялись *Boeing* и ГКБ «Южное»;
- окончательные решения принимались на основе совместного согласованного решения трех организаций;
- за конструктивное исполнение и отработку элементов системы дренирования отвечали, соответственно, разработчики БПГ, РБ и ПО РН по принадлежности.

Четкое и ясное распределение работ и понятная технология (процедура) ведения работ обеспечили успешное решение задачи в кратчайшие сроки.

#### Требования к системе дренирования

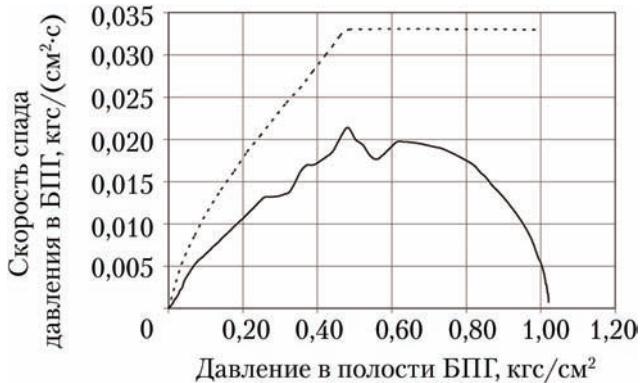
Требования к системе дренирования определялись требованиями разработчиков КА к параметрам среды в БПГ и необходимости непревышения значений перепадов давлений, использованных при расчетах на прочность БПГ, РБ и ПО, указанных в предыдущем разделе.

Кроме того, в соответствии с требованиями Типового документа контроля интерфейсов (ДКИ) [3] было необходимо:

- обеспечить непревышение максимального градиента изменения давления  $dP/dt$  в БПГ при выведении, равного 0,035 кгс/(см<sup>2</sup>·с) (в последующем цифровое ограничение замечено на зависимость, представленную на рис. 2);
- обеспечить остаточное избыточное давление внутри ГО на момент его сброса не более 0,002 кгс/см<sup>2</sup>;
- исключить попадание менее чистой воздушной среды из ПО и РБ в пространство под ГО;
- обеспечить перепады давления, действующие на разделительные перегородки между БПГ и РБ и между РБ и ПО РН, не выше значений, указанных в табл. 1.

В документах контроля интерфейсов для конкретной миссии космических аппаратов требования к параметрам среды в БПГ могут отличаться от типовых, как правило, в сторону их ужесточения. В частности, избыточное давление на момент сброса ГО для ряда

КА не должно было превышать  $0,001 \text{ кгс}/\text{см}^2$ . Поэтому в рамках подготовки предполетной документации на миссию проводятся расчетные исследования и анализ выполнения требований разработчика КА. После запуска разработчику КА в обязательном порядке предоставляется отчет с результатами прямых измерений параметров среды в БПГ в полете (изменение по времени абсолютного и избыточного давлений, градиентов изменения давления  $(dP/dt)$  и давления на момент сброса ГО), подтверждающими выполнение требований ДКИ на миссию.



**Рис. 2. Допустимый и расчетный градиенты изменения давления в блоке полезного груза:** ---- — допустимый градиент; — расчетный для миссии IntelSat19

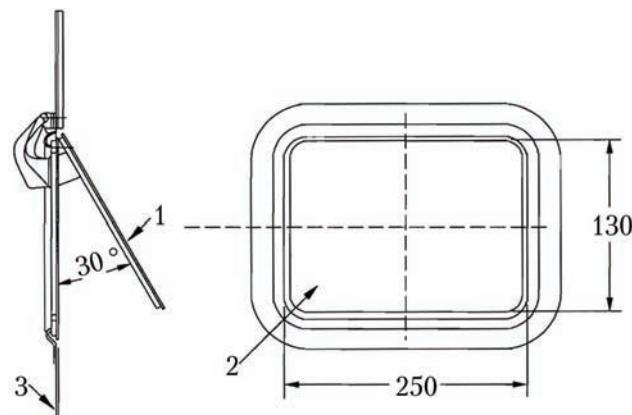
### Конфигурация системы дренирования

На основе анализа особенностей конструкции БПГ, РБ и ПО РН, а также требований к системе дренирования, РКК «Энергия» предложена к разработке принципиальная схема системы дренирования КГЧ, приведенная на рис. 1. Особеностями предложенной схемы являются:

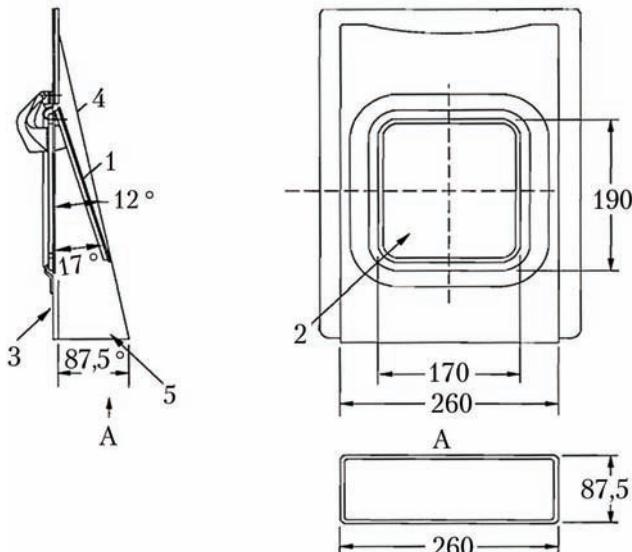
- использование в дополнение к пассивным дренажным устройствам  $S_5$ ,  $S_6$  на ПО РН устройств клапанного типа  $S_3$ ,  $S_4$  на среднем и нижнем переходниках РБ (рис. 3, 4);
- использование на ГО дренажных устройств  $S_2$ , открывающихся на начальном участке траектории выведения и остающихся открытыми на последующих участках полета для обеспечения нужного давления в ГО на момент его сброса;
- наличие клапанов  $S_{2-1}$  и дренажных устройств  $S_{1-3}$  на внутренних перегородках между БПГ и РБ и между РБ и ПО РН соответственно.

Внедрение РКК «Энергия» клапанных дренажных устройств в конфигурацию РБ ДМ-SL (на РБ ДМ, используемом в составе РН «Протон», дренажные устройства отсутствуют) позволяет системе дренирования автоматически адаптироваться:

- к особенностям траектории выведения;
- к фактической негерметичности конструкции отсеков и стыков между ними, меняющейся от миссии к миссии в пределах технологических допусков на изготовление конструкций;
- в случаях возникновения НШС.



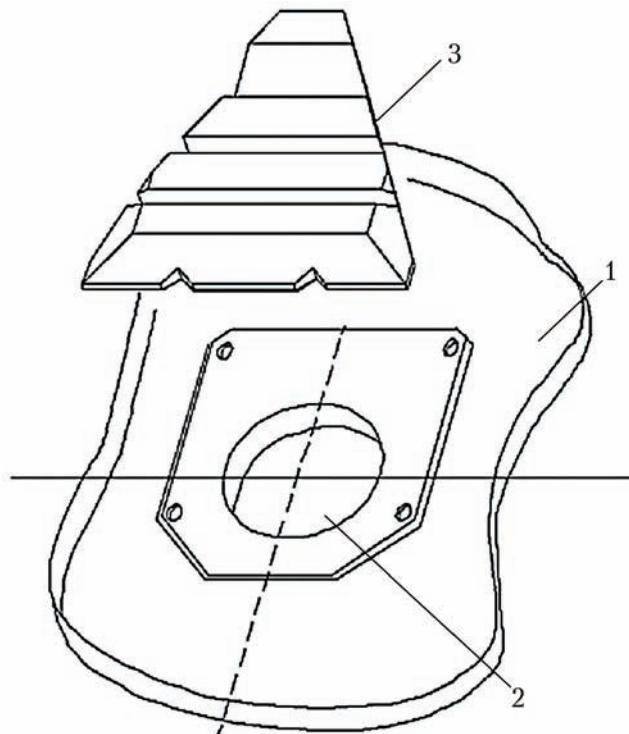
**Рис. 3. Конфигурация дренажного устройства  $S_3$  на нижнем переходнике разгонного блока (РБ):** 1 — крышка (створка) клапана; 2 — проходное сечение дренажного устройства  $S_3$ ; 3 — корпус нижнего переходника РБ



**Рис. 4. Конфигурация дренажного устройства  $S_4$  на среднем переходнике разгонного блока (РБ) с обтекателем:** 1 — крышка (створка) клапана; 2 — проходное сечение дренажного устройства  $S_4$ ; 3 — корпус среднего переходника РБ; 4 — обтекатель дренажного устройства; 5 — выходное сечение обтекателя  $S_{\text{обт}}$

Для выполнения требований по величине остаточного давления под ГО на момент его сброса (для минимизации динамических воздействий на КА) требовалась организация постоянно открытого в полете дренажного устройства  $S_2$  на ГО, так как максимальные давления открытия клапанов  $S_{2-1}$  на экране БПГ ( $\Delta P_{2-1} = 0,0025 \text{ кгс}/\text{см}^2$ ) превышали заданное типовое ограничение  $\Delta P_2 = 0,002 (0,001) \text{ кгс}/\text{см}^2$  на момент сброса ГО. В то же время, при стоянке РКН

на пусковом устройстве (ПУ) СП перед стартом с открытыми дренажными устройствами на ГО не исключалось попадание морской среды в зону КА, что недопустимо. Оригинальное конструктивное решение этой проблемы было предложено специалистами фирмы *Boeing* – установить на открытые дренажные устройства крышки специальной формы, изготовленные с использованием «магнитной» резины, которые отделялись бы под воздействием набегающего потока воздуха на начальном участке движения РКН при малых скоростных напорах. Форма и конфигурация крышки (рис. 5), отработанные фирмой *Boeing*, обеспечивали отделение крышечек при высоте подъема РКН порядка 100...200 м и скоростных напорах набегающего потока в интервале 0,012...0,020 кгс/см<sup>2</sup>, что визуально контролировалось фото- и видеосъемками при пусках. Малая масса крышек и эластичность их материала не представляли угрозы для расположенных ниже БПГ элементов конструкции РН.



**Рис. 5. Конфигурация крышки дренажного устройства  $S_2$  на головном обтекателе (ГО): 1 – корпус ГО; 2 – выходное сечение дренажного устройства  $S_2$ ; 3 – отделяющаяся в полете крышка дренажного устройства  $S_2$**

Наличие клапанов на разделительном экране между БПГ и РБ обеспечивает перетекание газа из БПГ в РБ и выполнение ограничений по перепадам давлений на нем. Аналогично дренажные отверстия на гибкой перегородке между РБ и ПО обеспечивают перетекание части газа из РБ в ПО РН (и обратно) и минимизацию нагрузления экрана.

Клапаны одностороннего действия на экране БПГ исключают перетекание воздуха из РБ в БПГ в полете при понижении давления в БПГ до уровня давления в РБ.

Для уменьшения влияния внешнего набегающего потока на работу дренажных устройств среднего переходника РБ выходные сечения устройств прикрыты клиновидными обтекателями (см. рис. 4). Геометрия обтекателей выбрана такой, чтобы площадь выходного сечения обтекателя соответствовала потребной эффективной площади дренажного устройства  $S_4$ . На нижнем переходнике обтекатели на выходных устройствах системы терmostатирования  $S_3$  не устанавливаются, что предотвращает преждевременное открытие этих клапанов на участке полета РКН с максимальными скоростными напорами. Под действием прижимающей аэродинамической силы от набегающего потока эти клапаны открываются лишь в конце полета на непродолжительное время (рис. 20) и практически не влияют на величины давлений в отсеках. Таким образом, обеспечивается совместимость систем дренирования и терmostатирования.

Для обеспечения универсальности системы и возможности ее использования с разными ГО и КА в системе предусмотрены следующие элементы регулирования:

- число клапанов  $S_4$  на РБ может варьироваться от одного до пяти (в исходном варианте системы) или двух (в модифицированном варианте) путем фиксации ненужных в данном полете клапанов перед полетом по результатам анализа в рамках интеграции;
- сменные дренажные устройства  $S_7$  на ПО с площадями выходных сечений  $\sim 170$  и  $\sim 130$  см<sup>2</sup>, которые выбираются по результатам предполетного анализа с учетом фактической негерметичности отсеков и стыков между ними.

При разработке системы дренирования серьезную проблему представляло определение фактической негерметичности конструкции БПГ, РБ и ПО РН, а также стыков между ними. Значения указанных негерметичностей существенно влияют на результаты численного моделирования и значения давлений в отсеках в полете. Требовалась разработка нетрадиционных подходов к решению этой проблемы. Специалистами РКК «Энергия» предложена и реализована безопасная технология определения негерметичностей и проверки характеристик дренажных устройств и работы системы дренирования в целом на собранной РКН в процессе подготовки пуска с использованием штатной системы терmostатирования,

обеспечивающей переменный и контролируемый расход воздуха в отсеки. В рамках предложенной технологии (методики) для определения фактической негерметичности того или иного отсека или расходных характеристик соответствующего дренажного устройства в отсек подается термостатирующий воздух с фиксированным расходом. С помощью прецезионных датчиков давления, устанавливаемых в отсеках на время испытаний, и специально спроектированного пульта поочередно измеряются давление в отсеках, атмосферное давление и соответствующие перепады давления между отсеками и внешней атмосферой в зале испытаний, или между отсеками. По измеренным значениям и известному расходу воздуха (который ступенчато изменяется в процессе испытаний) определяются значения негерметичностей отсеков и зависимости расходных характеристик (в форме эффективных площадей) от величины избыточного давления. Благодаря четкой организации работ, отработанной документации и созданию специального оборудования (пульта) для проведения испытаний процесс занимает в штатном случае не более 1,5-2,0 ч и является завершающей операцией в процессе проверки РКН перед перегрузкой ее со сборочно-командного судна (СКС), на котором идут испытания, на СП. Перегрузке предшествует выпуск Заключения с результатами испытаний. Операция проверки является обязательной и проводится в каждой миссии усилиями специалистов РКК «Энергия», Boeing и ГКБ «Южное». В дополнение к этим испытаниям Boeing проводит автономные испытания капсулированного БПГ для определения его негерметичности. Оправданность обоих видов испытаний подтверждается выявленными отклонениями отдельных параметров системы в некоторых миссиях накануне пусков по программам «Морской старт» и «Наземный старт», где также внедрена эта технология.

В комплексе «Наземный старт» реализована конфигурация системы дренирования КГЧ и дренажные устройства на РБ ДМ-SLB и ПО РН, аналогичные использованным в проекте «Морской старт». На некапсулированном ГО разработки НПО им. С.А. Лавочкина дренажные устройства отсутствуют.

Отдельные результаты сравнения проектных параметров дренажных устройств системы с фактическими, полученными в процессе испытаний на негерметичность, показаны на рис. 6–8. Гистограмма негерметичностей, представленная на рис. 9, подтверждает стабильность характеристик от миссии к миссии.

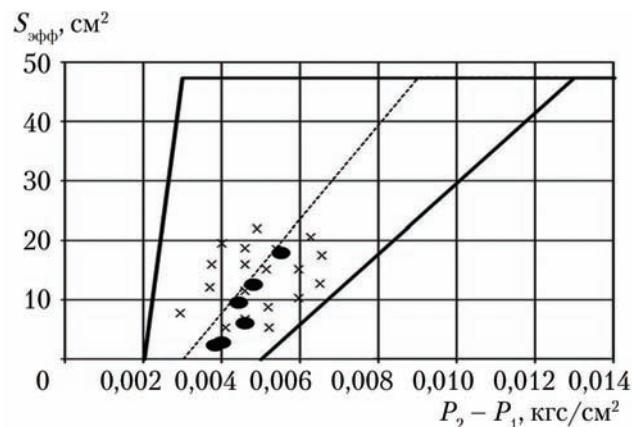


Рис. 6. Расходная характеристика  $S_{\text{эфф}}$  клапана на разделительном экране между блоком полезного груза и разгонным блоком: ● – результаты комплексных испытаний в миссии IntelSat19; ✕ – результаты комплексных испытаний предыдущих миссий;  
 — max  
 --- nom  
 — min } – диапазон значений  $S_{\text{эфф}}$ , заданный в документации [3]

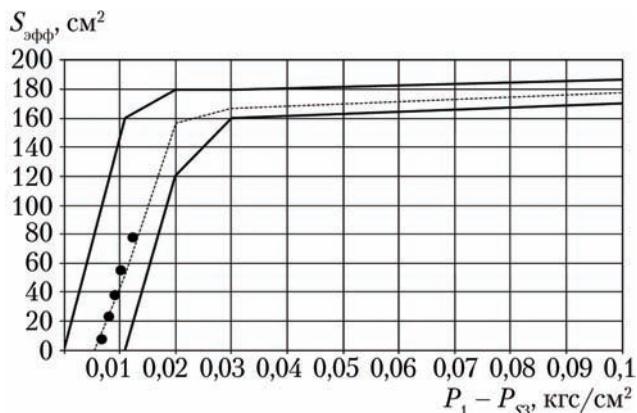


Рис. 7. Расходная характеристика  $S_{\text{эфф}}$  клапана  $S_3$  на нижнем переходнике блока ДМ-SL: ● – результаты комплексных испытаний в миссии IntelSat19;  
 — max  
 --- nom  
 — min } – диапазон значений  $S_{\text{эфф}}$ , заданный в документации [3]

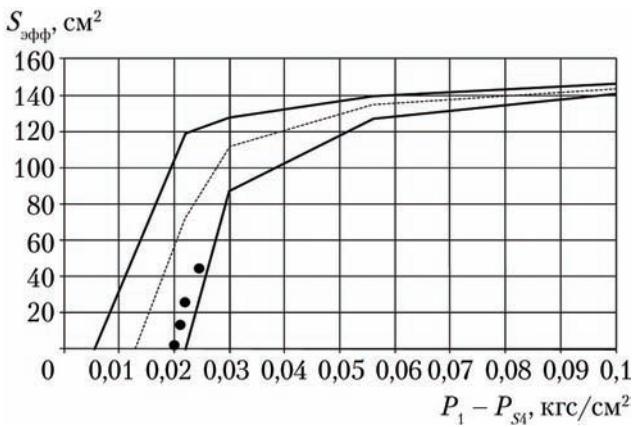
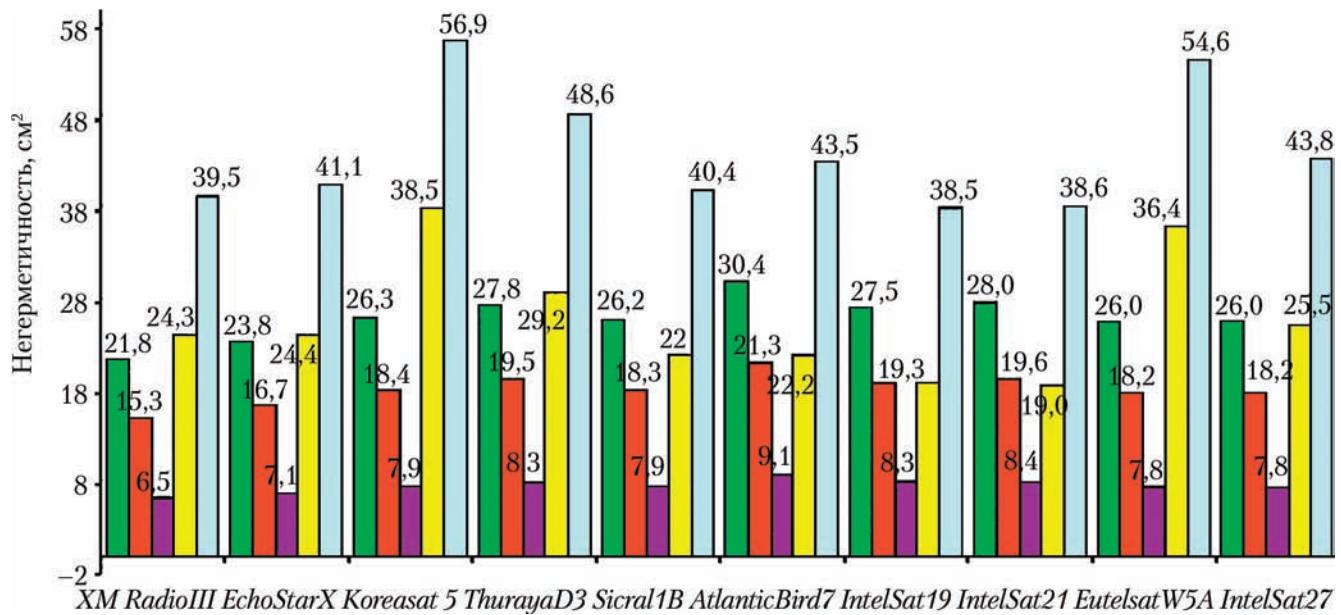


Рис. 8. Расходная характеристика  $S_{\text{эфф}}$  клапана  $S_4$  на среднем переходнике блока ДМ-SL: ● – результаты комплексных испытаний в миссии IntelSat19;  
 — max  
 --- nom  
 — min } – диапазон значений  $S_{\text{эфф}}$ , заданный в документации [3]



**Рис. 9. Негерметичность отсеков различных миссий:** ■ — негерметичность БПГ; ■ — негерметичность ГО; ■ — негерметичность адаптера; ■ — суммарная негерметичность РБ+ПО РН; ■ — среднее значение эффективной площади суммарной негерметичности БПГ+РБ+ПО РН

### Исходные данные для анализа

В рамках предложенной принципиальной схемы дренирования КГЧ (см. рис. 1) для выбора параметров ее дренажных устройств использовалась следующая информация:

- схема расположения дренажных устройств отсеков с привязкой их к конструкции (положение выходных сечений дренажных устройств на поверхности КГЧ);
- свободные внутренние объемы отсеков (объемы стравливаемого воздуха);
- конструкционное выполнение дренажных устройств;
- расходные характеристики дренажных устройств;
- внешнее давление на выходе дренажных устройств;
- распределение давления по наружной поверхности КГЧ;
- параметры траектории выведения (изменение по времени полета скорости, высоты, угла атаки);
- значения негерметичностей отсеков и стыков между ними (в форме эффективных площадей —  $\mu S$ , где  $S$  — геометрическая площадь проходного сечения,  $\mu$  — коэффициент гидравлического сопротивления) и мест их расположения на поверхности КГЧ.

Информация по свободным внутренним объемам отсеков КГЧ приведена в табл. 2. Для БПГ указаны два объема:

- один из них ( $V = 107,5 \text{ m}^3$ ) соответствует варианту ГО для одиночного полезного груза; обводы этого варианта приведены на рис. 1; с этим БПГ осуществлены все пуски РКН «Зенит-3SL»;

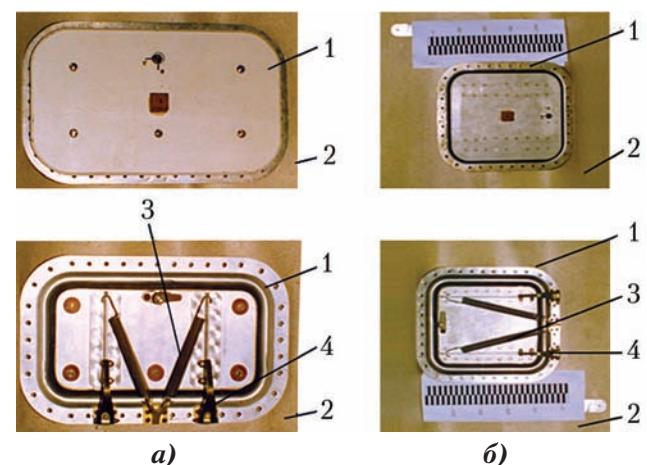
• второй объем ( $V = 170,0 \text{ m}^3$ ) соответствует БПГ с двойным полезным грузом.

Таблица 2

### Свободные объемы негерметичных отсеков КГЧ

Отсек	$V, \text{m}^3$
Блок полезного груза, $V_2$	107,5 (170,0)
Разгонный блок, $V_1$	30,0
Приборный отсек РН, $V_3$	10,0

Дренажные устройства на ПО постоянно открыты в течение всего полета, а устройства на ГО — после подъема РН на высоту ~100...200 м. Дренажные устройства на РБ клапанного типа показаны на рис. 10.



**Рис. 10. Конструкция дренажных клапанов  $S_3$  и  $S_4$  разгонного блока:** а — клапан  $S_3$ ; 1 — створка (крышка) клапана; 2 — корпус нижнего переходника РБ; 3 — пружины; 4 — узлы поворота створки; б — клапан  $S_4$ ; 1 — створка (крышка) клапана; 2 — корпус среднего переходника РБ; 3 — пружины; 4 — узлы поворота створки

Расходные характеристики всех дренажных устройств на стадии выбора их параметров определены на основе экспертных оценок и инженерных расчетов и уточнены на последующих этапах работ по результатам экспериментальных исследований:

- в РКК «Энергия» для устройств  $S_3, S_4$ ;
- в ЦНИИмаш для устройств  $S_5, S_6, S_{1-3}$ ;
- в Boeing для устройств  $S_2, S_{2-1}$ .

Принятые для анализа работы системы расходные характеристики отдельных устройств приведены на рис. 6–8. Все характеристики получены при испытаниях штатных дренажных устройств БПГ, РБ и ПО РН.

Изменение по времени траекторных параметров приведено на рис. 11 и соответствует некоторой типовой траектории полета РКН [4].

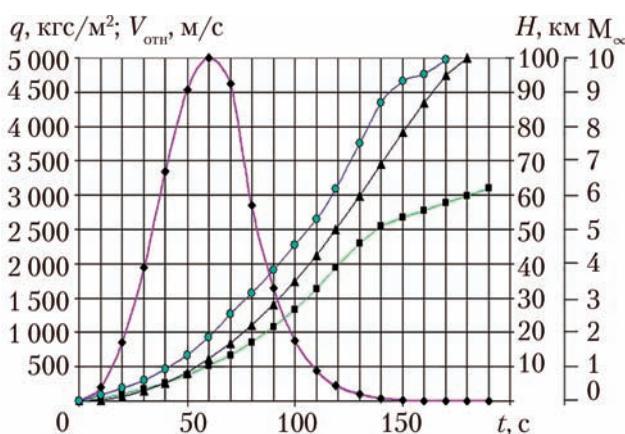


Рис. 11. Изменение по времени относительной скорости  $V_{\text{отн}}$ , числа Maxa ( $M_\infty$ ), скоростного напора  $q$  и высоты полета  $H$  для типовой миссии: —  $V_{\text{отн}}$ , м/с; —●—  $M_\infty$ ; —◆—  $q$ , кгс/м<sup>2</sup>; —▲—  $H$ , км

Распределение давления (коэффициента давления) на наружной поверхности КГЧ на стадии выбора параметров системы оценивалось РКК «Энергия» расчетом и уточнялось по результатам экспериментальных исследований дренажной модели КГЧ масштаба M1:30 в аэродинамической трубе У-21 ЦНИИмаш. Дренажная модель проектировалась и изготавливалась РКК «Энергия» (рис. 12–14). Зависимости от числа Maxa коэффициента давления  $C_p$  на выходе дренажных устройств (при отсутствии истечения воздуха) приведены на рис. 15–17. Параллельно с дренажной изготавливалась и испытывалась в Центральном аэрогидродинамическом институте им. проф. Н.Е. Жуковского модель с использованием бароиндикаторов [5]. Информация по полям распределения давления (рис. 18) использована для оптимального размещения приемников статического давления на дренажной модели. Диапазон значений  $C_p$  на выходе дренажных устройств  $S_3$  и  $S_4$  определялся с учетом ГО разной длины.

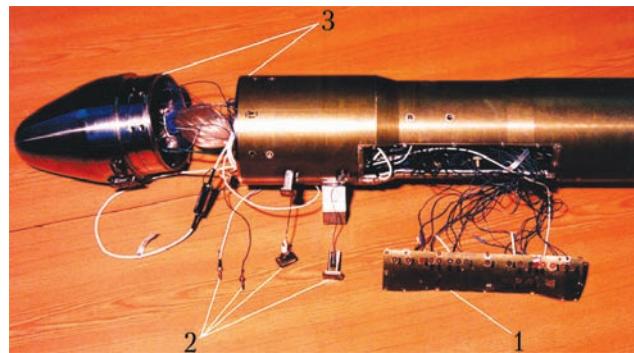


Рис. 12. Препарированная модель КГЧ для измерений статического давления и пульсаций давления с датчиками пульсаций фирмы «Эндееко»: 1 — панель с приемниками статического давления; 2 — датчики пульсаций; 3 — корпус модели

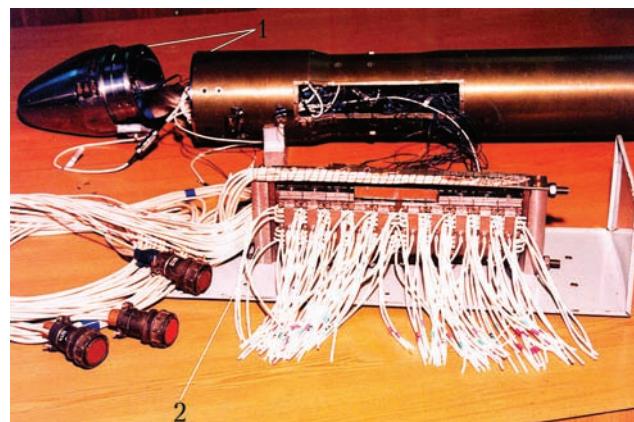


Рис. 13. Препарированная модель КГЧ с коммутатором: 1 — корпус модели; 2 — коммутатор приемников статического давления с трубками



Рис. 14. Собранный вид модели КГЧ

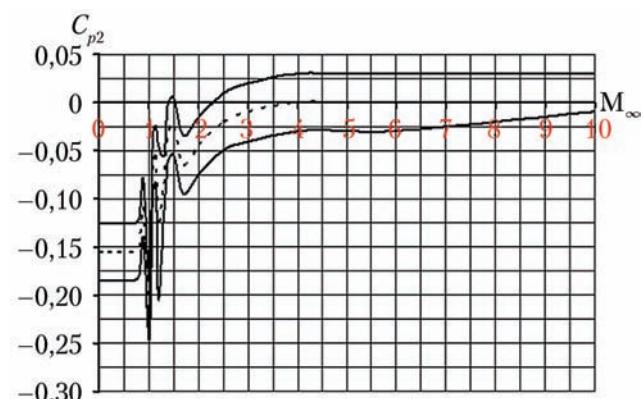
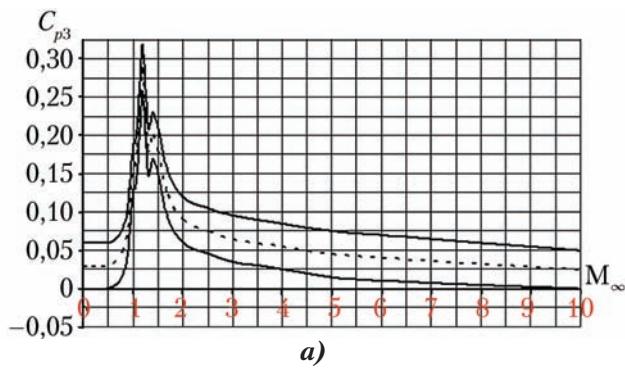
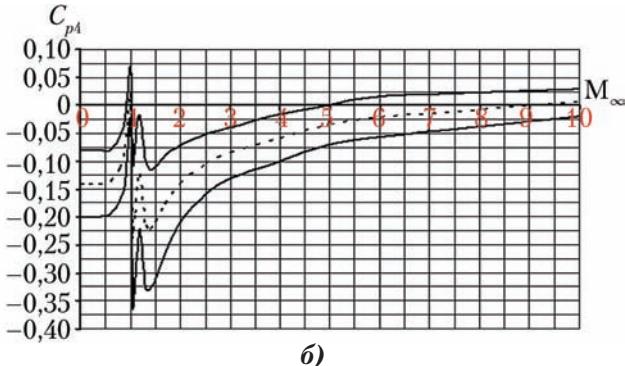


Рис. 15. Изменение по числам Maxa коэффициента давления на выходе дренажного устройства  $S_2$  на ГО (без учета истечения газа):  
 — max  
 — nom  
 — min  
 } — диапазон значений  $C_{p2}$ , заданный в документации



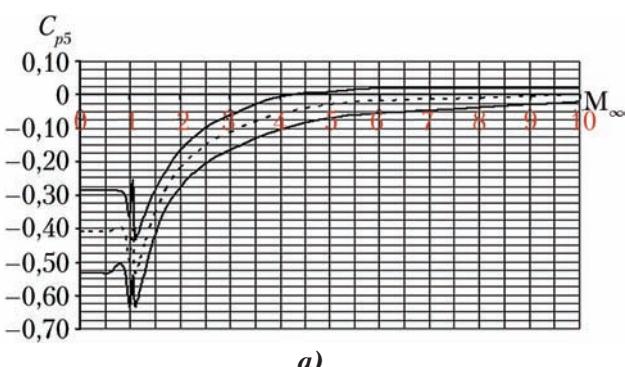
a)



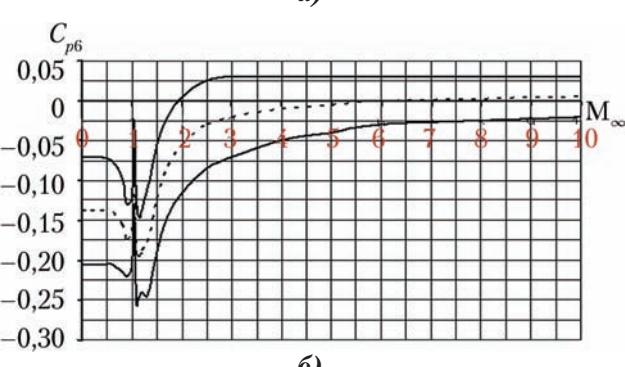
б)

Рис. 16. Изменение по числам Маха коэффициентов давления на выходе дренажных устройств  $S_3$  и  $S_4$  на РБ (без учета истечения газа): а – устройство  $S_3$ ; б – устройство  $S_4$

— max  
--- nom  
— min } – диапазон значений  $C_{p3}$ ,  $C_{p4}$ , заданный в документации



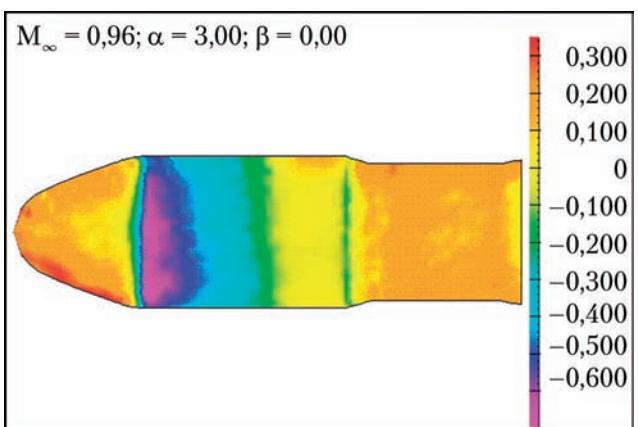
а)



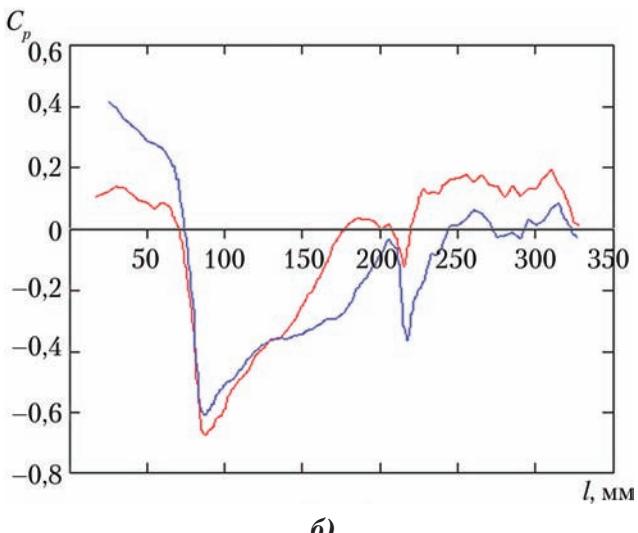
б)

Рис. 17. Изменение по числам Маха коэффициентов давления на выходе дренажных устройств  $S_5$  и  $S_6$  на ПО РН (без учета истечения газа): а – устройство  $S_5$ ; б – устройство  $S_6$

— max  
--- nom  
— min } – диапазон значений  $C_{p5}$ ,  $C_{p6}$ , заданный в документации



а)



б)

Рис. 18. Распределение коэффициента давления по поверхности и по длине  $l$  модели КГЧ при  $M_\infty = 0,96$ ,  $\alpha = 6^\circ$ , полученных с использованием люминесцентных (бароиндикаторных) покрытий: а – исходная информация; б – оцифрованная информация вдоль образующей корпуса модели; — наветренная образующая; – подветренная образующая

С использованием перечисленных исходных данных проведен комплексный анализ работы системы дренирования. В процессе анализа варьировались:

- эффективные площади дренажных устройств  $(\mu S)_i$  в разном сочетании;
- расходные характеристики в полосе их разброса (см. рис. 6–8);
- коэффициенты  $C_p$  на выходе устройств в полосе их разброса;
- значения негерметичностей отсеков и стыков между ними;
- свободные объемы ГО;
- траекторные параметры в пределах возможной трубы траекторий в различных миссиях.

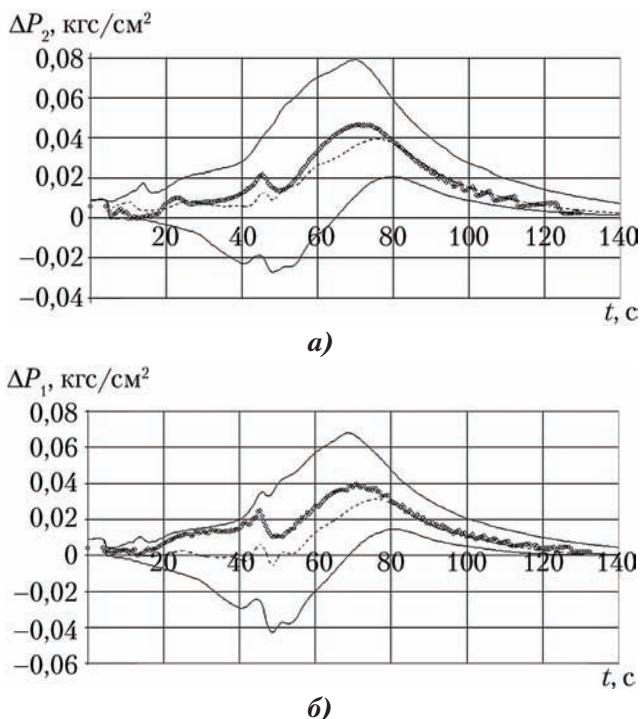
По результатам параметрических исследований с учетом заданных требований и ограничений выбраны оптимальные площади проходных сечений дренажных устройств, приведенные в табл. 3.

Таблица 3

**Площади проходных сечений дренажных устройств**

Дренажное устройство (см. рис. 1)	Площадь проходного сечения, см <sup>2</sup>
Головной обтекатель, $S_2$	81,0 (4 отверстия)
Разделительный экран между БПГ и РБ, $S_{2-1}$	65,7 (9 клапанов)
Разгонный блок, $S_3$	247,0 (5 клапанов)
Разгонный блок, $S_4$	220,0 (5 клапанов)
Приборный отсек РН, $S_5$	137,0
Приборный отсек РН, $S_6$	130,0 (170,0)
Перегородка между РБ и ПО РН, $S_{1-3}$	215,0 (2 отверстия)

Типовое изменение расчетного избыточного давления и других параметров среды в отсеках для одной из миссий показано на рис. 2, 19, 21. Видно, что система обеспечивает выполнение всех ограничений, заданных для данной миссии.



**Рис. 19. Изменение по времени полета избыточного давления  $\Delta P$  в БПГ и в РБ+ПО РН:** а – отсек БПГ; б – отсек РБ+ПО РН; • – результаты измерений в полете  
— max  
--- nom  
{ — max, min – расчетный прогноз для миссии с учетом погрешностей определения исходных данных для расчета  
— min }

### Метод расчета и программное обеспечение

Для решения задачи стравливания газа из нескольких газодинамически связанных отсеков во внешнюю среду с изменяющимися по времени

параметрами для конструкции с различными типами дренажных устройств потребовалась разработка специального программного обеспечения. Необходимое для расчетов программное обеспечение разработано РКК «Энергия». С его помощью выбраны основные проектные параметры системы дренирования КГЧ.

Разработанный программный комплекс «Дренаж» позволяет проводить расчеты для систем с произвольным количеством связанных между собой объемов (отсеков) и дренажных устройств разного типа, в т. ч. клапанного, с учетом негерметичности отсеков и стыков между ними. Программное обеспечение верифицировано с использованием результатов натурных измерений в пусках РКН «Зенит-3SL» и «Зенит-3SLB».

Последующие дублирующие расчеты параметров среды в отсеках КГЧ для всех миссий выполнены партнерами с использованием программных комплексов *Boeing* и ГКБ «Южное».

### Работа системы дренирования в полете

В исходном положении в момент старта клапаны  $S_3$ ,  $S_4$ ,  $S_{2-1}$  и отверстия  $S_2$  закрыты. Объем  $V_2$  БПГ изолирован как от объемов  $V_1$  РБ и  $V_3$  ПО РН, так и от окружающей среды. Объемы  $V_1$  и  $V_3$  сообщаются между собой через отверстия  $S_{1-3}$  в разделительном экране (при его наличии) или образуют общий объем. Газ из объемов  $V_1$  и  $V_3$  стравливается наружу через постоянно открытые отверстия  $S_5$  и  $S_6$ . Газ из объема  $V_2$  не стравливается (рис. 20, схема I). Описанная схема течения реализуется в интервале времени полета  $t < t_1$  при условии, что скоростной напор не превышает 0,012...0,020 кгс/см<sup>2</sup>.

В момент полета  $t_1$  вскрываются магнитные крышки отверстий  $S_2$  на ГО при скоростном напоре набегающего потока  $0,012 < q < 0,020$  кгс/см<sup>2</sup>. Объем  $V_2$  остается изолированным от объемов  $V_1$  и  $V_3$ . Газ стравливается из объема  $V_2$  через отверстия  $S_{2-1}$ , а из объемов  $V_1$  и  $V_3$  – через отверстия  $S_5$  и  $S_6$  (рис. 20, схема II). При этом клапаны  $S_{2-1}$  в интервале времени  $t_1 \leq t < t_2$  остаются закрытыми.

В момент полета  $t_3$  при  $\Delta P_{2-1} \geq 0,0025$  кгс/см<sup>2</sup> начинают открываться клапаны  $S_{2-1}$  на перегородке между БПГ и РБ. Объем  $V_2$  сообщается с объемами  $V_1$  и  $V_3$ . Газ из  $V_2$ , в основном, перетекает в объем  $V_1$  и частично стравливается через  $S_2$ . Из объемов  $V_1$  и  $V_3$  газ продолжает стравливаться через отверстия  $S_5$  и  $S_6$  (рис. 20, схема III). Клапаны  $S_4$  остаются закрытыми.

В момент полета  $t_3 < t \leq t_4$  при  $(\Delta P_1 - \Delta P_{S4}) \geq 0,015$  кгс/см<sup>2</sup> начинают открываться клапаны  $S_4$  на РБ (где  $\Delta P_1 = P_1 - P_\infty$  – избыточное

по сравнению с атмосферным давление в отсеке  $V_1$ , а  $\Delta P_{S4} = P_{S4} - P_\infty$  – избыточное наружное давление на выходе из устройства  $S_4$  за его обтекателем). Газ из объемов  $V_2$ ,  $V_1$ ,  $V_3$  стравливается через устройства  $S_5$ ,  $S_6$ ,  $S_4$  и частично через  $S_2$  (рис. 20, схема IV). Клапаны  $S_3$  остаются закрытыми.

В момент времени  $t_4 < t \leq t_5$  при достижении избыточным давлением  $\Delta P_1$  в РБ значения  $(\Delta P_1 - \Delta P_{S3}) \geq 0,005 \text{ кгс}/\text{см}^2$  открываются дополнительные клапаны  $S_3$  (схема V).

В последующие моменты времени  $t > t_5$  понижаются избыточные давления  $\Delta P_1$  в РБ и  $\Delta P_2$  в БПГ, в результате чего уменьшаются перепады давления  $(\Delta P_1 - \Delta P_{S3}) < 0,005 \text{ кгс}/\text{см}^2$ ,  $(\Delta P_2 - \Delta P_{S4}) < 0,015 \text{ кгс}/\text{см}^2$  и  $\Delta P_{2-1} < 0,0025 \text{ кгс}/\text{см}^2$ , клапаны  $S_3$ ,  $S_4$  и  $S_{2-1}$  закрываются и реализуется схема VI, показанная на рис. 20.

В последующие моменты времени  $t > t_5$  понижаются избыточные давления  $\Delta P_1$  в РБ и  $\Delta P_2$  в БПГ, в результате чего уменьшаются перепады давления  $(\Delta P_1 - \Delta P_{S3}) < 0,005 \text{ кгс}/\text{см}^2$ ,  $(\Delta P_2 - \Delta P_{S4}) < 0,015 \text{ кгс}/\text{см}^2$  и  $\Delta P_{2-1} < 0,0025 \text{ кгс}/\text{см}^2$ , клапаны  $S_3$ ,  $S_4$  и  $S_{2-1}$  закрываются и реализуется схема VI, показанная на рис. 20.

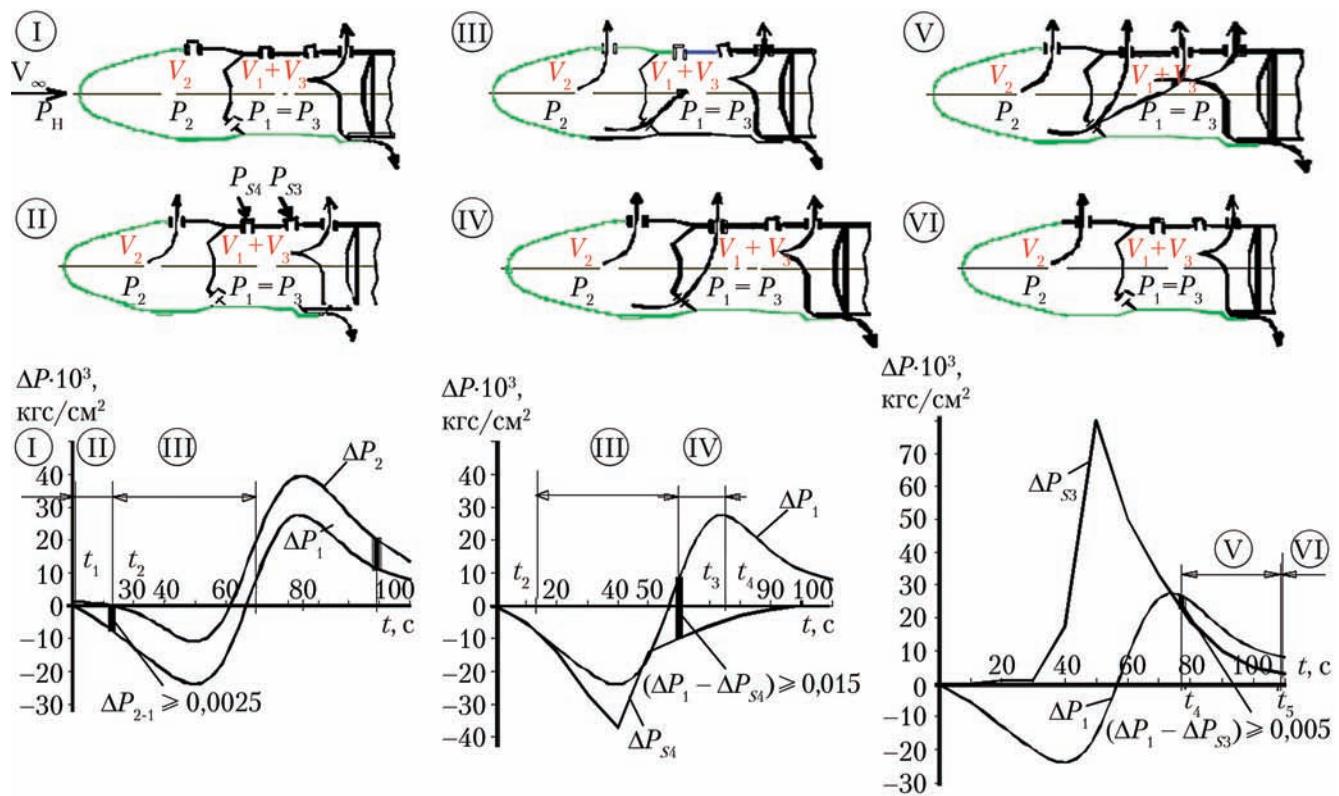


Рис. 20. Схема работы системы дренажирования космической головной части

### Контроль работы системы дренажирования в полете

Для подтверждения правильности работы системы дренажирования в полете предусмотрены измерения давления внутри БПГ, РБ и ПО РН и на наружной поверхности РБ в местах расположения выходных сечений дренажных устройств. В отсеках установлены датчики статического давления с разными диапазонами измерений.

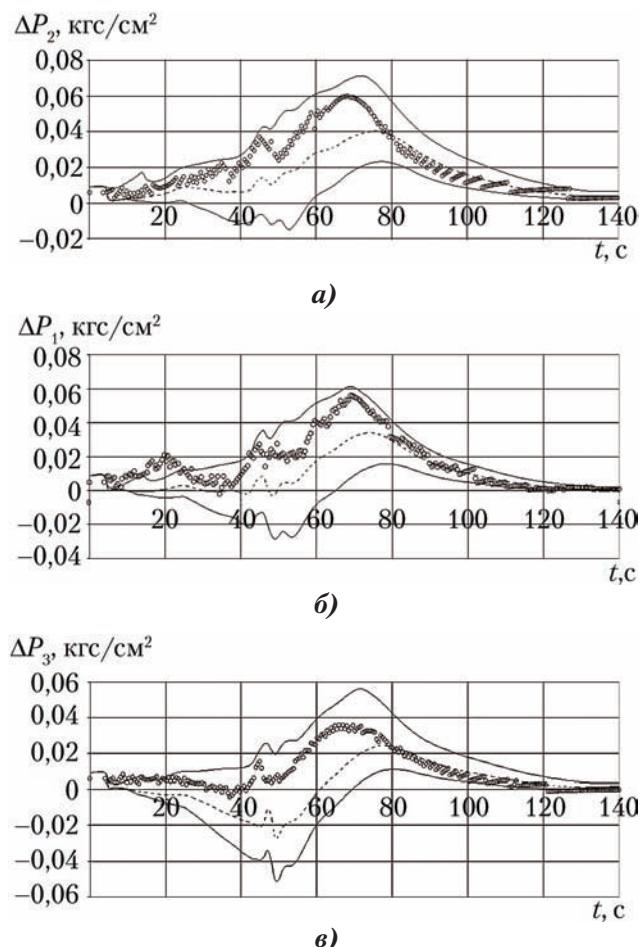
Для примера на рис. 19, 21 приведены сравнения расчетных данных с результатами натурных измерений.

Наличие системы контроля параметров среды в отсеках позволяет подтвердить нормальное функционирование системы или выявить особенности в поведении давлений в отсеках. Результаты натурных измерений подтвердили, что даже в случае возникновения НШС система обеспечивает изменение давления

в отсеках в допустимых диапазонах. Так в миссии с КА *Demosat* (в 1999 г.) ракета стартовала с фрагментом воздуховода системы терmostатирования на цилиндрической части ГО, обрывавшимся при подъеме. Аналогичная ситуация сложилась и в миссии с КА *ICO* (в 2000 г.) вследствие обрыва воздуховода на конической сужающейся части БПГ. В результате образовались дополнительные негерметичности из-за неплотного закрытия крышек входных горловин подачи терmostатирующего воздуха в первом случае на ГО, а во втором – на РБ. И в том, и в другом случае система дренажирования обеспечивала выполнение ограничений по параметрам среды в отсеках (рис. 21).

Надежная работа системы обусловлена тем, что она обладает обратными связями в виде дренажных устройств клапанного типа на среднем переходнике РБ и на экране между БПГ и РБ. Так, при снижении давления в РБ в силу разных причин (появление дополнительных негерметичностей, обрыв воздуховодов и т. п.) происходит автоматическое открывание дренажных устройств, что способствует восстановлению давления в РБ до заданных пределов.

тельной негерметичности, выход траекторных параметров за диапазон расчетных значений, изменение расходных характеристик дренажных устройств в случае попадания в них фрагментов экранно-вакуумной теплоизоляции и т.д.) в сторону нижней границы допустимого диапазона уменьшается перепад давлений  $\Delta P$  на дренажном устройстве  $S_4$  РБ, вследствие чего угол раскрытия клапана и его проходное сечение уменьшаются. Одновременно с уменьшением давления в РБ увеличивается перепад давления на разделительном экране между БПГ и РБ, в результате чего увеличиваются углы раскрытия клапанов  $S_{2-1}$  на перегородке и приток газа из БПГ в РБ. В итоге давление в РБ начинает увеличиваться, стремясь к номинальному значению.



*Рис. 21. Изменение по времени полета избыточного давления  $\Delta P$  в БПГ, РБ и ПО РН в миссии Demosat: а – отсек БПГ; б – отсек РБ; в – отсек ПО РН; о – результаты измерений в полете*

— max } — max, min — расчетный прогноз для миссии с учетом погрешностей определения исходных  
— min } данных для расчета

Аналогично в случае возрастания давления в РБ и его стремления к верхней границе допустимого диапазона увеличиваются угол раскрытия клапана  $S_4$  на РБ и его проходное

сечение. Угол раскрытия клапанов  $S_{2-1}$  на экране между БПГ и РБ уменьшается, что сопровождается уменьшением притока воздуха из БПГ в РБ, и давление начинает стремиться к номинальному значению. Таким образом, система дренирования КГЧ является самонастраивающейся в определенном диапазоне изменения внешних условий, что позволяет ей адаптироваться к меняющимся внешним воздействиям.

Оригинальные разработки и решения в рамках системы дренирования КГЧ защищены патентами [6–9].

## Выводы

В результате сотрудничества специалистов РКК «Энергия», фирмы *Boeing* и ГКБ «Южное» создана уникальная система дренирования многосвязных негерметичных отсеков космической головной части ракеты космического назначения «Зенит-3SL» морского базирования.

Система является универсальной и, благодаря выбранной принципиальной схеме и конструкции дренажных устройств блока полезного груза, разгонного блока и приборного отсека ракеты-носителя, обеспечивает выполнение всех требований разработчиков космических аппаратов по параметрам среды в блоке полезного груза как при штатном выведении, так и в случае возникновения нештатных ситуаций, что подтверждено результатами измерений в полетах.

Предложена и внедрена оригинальная технология предполетной проверки параметров дренажных устройств, фактической негерметичности отсеков и стыков между ними и функционирования системы в целом в процессе подготовки собранной ракеты космического назначения к пуску, что исключает аномальное функционирование системы дренирования в полете.

Контроль параметров среды в отсеках в полете обеспечивает получение фактических значений давлений в отсеках и подтверждение расчетных прогнозов для миссии.

Авторы призывают Н.П. Алабовой и В.А. Болотину за помощь в оформлении публикации.

## Список литературы

1. Алиев В.Г., Легостаев В.П., Лопота В.А. Создание и пятнадцатилетний опыт эксплуатации ракетно-космической системы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2 (5). С. 3–13.

2. Дядькин А.А., Симакова Т.В. Выбор устройства подачи термостатирующего воздуха в головные обтекатели ракет–носителей // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 66–71.
3. Типовой ДКИ БПГ, Д688-10135-1, Boeing, 1999.
4. Верховцева Т.И., Гаврелюк О.П., Заборский С.А., Мовчан А.А., Панчуков А.А., Улыбышев Ю.П., Шибаев И.М. Баллистика программы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 16–25.
5. Быков А., Кишалов А., Мошаров В., Орлов А., Остроумов С., Радченко В., Фоков С. Применение технологии люминисцентных преобразователей давления для исследования самолетных винтов. ЦАГИ, Препринт № 99, 1995.
6. Патент RU 2 145 564 C1. Российская Федерация. Способ регулирования аэродинамических нагрузок, действующих на корпус ЛА и устройство для его реализации (варианты). Болотин В.А., Дядькин А.А., Казаков М.И., Лебедев В.И.; заявитель и патентообладатель – ОАО РКК «Энергия»; заявка 99112892/28; приоритет от 25.06.1999 // Изобретения. 2000. № 5.
7. Патент RU 2 145 563 C1. Российская Федерация. Способ регулирования аэродинамических нагрузок, действующих на отсек ЛА и устройство для его осуществления (варианты). Болотин В.А., Дядькин А.А., Казаков М.И., Лебедев В.И.; заявитель и патентообладатель – ОАО РКК «Энергия»; заявка 99112891/28; приоритет от 25.06.1999 // Изобретения. 2000. № 5.
8. Патент RU 2 246 708 C1. Российская Федерация. Способ определения негерметичности ЛА с дренажными устройствами. Болотин В.А., Дядькин А.А., Казаков М.И., Лебедев В.И.; заявитель и патентообладатель – ОАО РКК «Энергия»; заявка 2003124297/28; приоритет от 06.08.2003 // Изобретения. 2005. № 5.
9. Патент RU 2 267 108 C1. Российская Федерация. Способ определения расходных характеристик дренажных устройств корпуса ЛА и система для его осуществления. Алиев В.Г., Болотин В.А., Дядькин А.А., Казаков М.И., Лебедев В.И., Легостаев В.П., Шоррин А.Н.; заявитель и патентообладатель – ОАО РКК «Энергия»; заявка 2003124295; приоритет от 06.08.2003 // Изобретения. 2005. № 36.

*Статья поступила в редакцию 25.03.2014 г.*

**ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ,  
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ  
И ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ  
РАЗГОННОГО БЛОКА ДМ-SL КОМПЛЕКСА «МОРСКОЙ СТАРТ»  
И ПУТИ ЕЕ ДАЛЬНЕЙШЕГО СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ**

© 2014 г. Аверин И.Н., Егоров А.М., Тупицын Н.Н.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия»)  
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

*В статье представлены сведения по проектной завязке, наземной отработке и летной эксплуатации двигательной установки разгонного блока ДМ-SL для носителя «Зенит-3SL» комплекса «Морской старт». Рассмотрены возможности улучшения ее энергетических и эксплуатационных характеристик.*

**Ключевые слова:** разгонный блок, маршевый двигатель, проектирование и отработка двигательной установки, ракетно-космический комплекс «Морской старт».

**SPECIAL FEATURES OF ARCHITECTURE,  
DEVELOPMENTAL TESTING  
AND OPERATION OF THE PROPULSION SYSTEM  
FOR THE UPPER STAGE BLOCK DM-SL USED IN THE SEA LAUNCH  
COMPLEX AND AVENUES TO ITS FURTHER IMPROVEMENT**

Averin I.N., Egorov A.M., Tupitsyn N.N.

*S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)  
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)*

*The paper presents information about design trade-offs, ground developmental testing and flight operation of the propulsion system for the upper stage block DM-SL of the launch vehicle Zenit-3SL used in the Sea Launch complex. It reviews possible avenues for improving its performance.*

**Key words:** upper stage, main engine, propulsion system design and developmental testing, Sea Launch space launching complex.



АВЕРИН И.Н.



ЕГОРОВ А.М.



ТУПИЦИН Н.Н.

АВЕРИН Игорь Николаевич — ведущий инженер-конструктор РКК «Энергия», e-mail: [post2@rsce.ru](mailto:post2@rsce.ru)  
AVERIN Igor Nikolaevich — Lead engineer-designer at RSC Energia

ЕГОРОВ Александр Михайлович — главный специалист РКК «Энергия», e-mail: [post2@rsce.ru](mailto:post2@rsce.ru)  
 EGOROV Alexander Mikhaylovich — Chief Specialist at RSC Energia

ТУПИЦЫН Николай Николаевич — заместитель начальника двигательно-энергетического отделения РКК «Энергия», e-mail: [post2@rsce.ru](mailto:post2@rsce.ru)  
 TUPITSIN Nikolay Nikolaevich — Deputy Head of propulsion department at RSC Energia

## Введение

28 марта 1999 г. со стартовой платформы «Одиссей», находившейся в полупогруженном положении в районе экваториальной зоны Тихого океана с координатами по широте 0° и 154° з. д., был успешно осуществлен первый в истории запуск ракеты космического назначения (РКН) комплекса «Морской старт» [1]. Демонстрационный космический аппарат (КА) *Demosat* был выведен на целевую (переходную к геостационарной) орбиту с помощью двукратного включения маршевой двигательной установки (ДУ) разгонного блока (РБ) ДМ-SL (рис. 1).

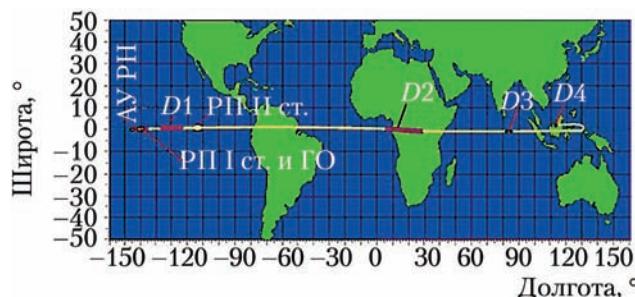


Рис. 1. Траектория первого пуска с комплекса «Морской старт»

Примечание. АУ РН — активный участок полета ракеты-носителя; РП I ст. и ГО — район падения 1-й ступени ракеты-носителя и головного обтекателя; РП II ст. — район падения 2-й ступени ракеты-носителя; D1 — первая работа маршевой ДУ разгонного блока; D2 — вторая работа маршевой ДУ разгонного блока; D3 — отделение космического аппарата от разгонного блока; D4 — прохождение космическим аппаратом апогея геопереходной орбиты.

За 15 лет эксплуатации на геопереходную орбиту выведено 32 КА различного назначения, заказчиками которых являлись компании ряда государств мира.

Комплекс «Морской старт» при запусках КА на геостационарную орбиту с экватора продемонстрировал огромное преимущество перед многими другими космическими комплексами — возможность выведения более тяжелых КА за счет максимального использования окружной скорости Земли, значительного уменьшения энергетических затрат для перевода орбиты в плоскость экватора и уменьшения баллистических потерь из-за отсутствия ограничений на районы падения отработавшей первой ступени РКН и ее головного обтекателя [1, 2].

В качестве РКН комплекса «Морской старт» использовалась кислородно-керосиновая ракета-носитель «Зенит-3SL», включающая в свой состав разработанную КБ «Южное» (г. Днепропетровск, Украина) двухступенчатую ракету «Зенит-2SL» с самым мощным в мире жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) РД-171М разработки ОАО «Энергомаш» для первой ступени [2], определяющим общую энергетику РКН, и созданный РКК «Энергия» РБ ДМ-SL с двукратным запуском маршевой ДУ, определяющей ее «космические» возможности.

Общий вид РБ комплекса «Морской старт» приведен на рис. 2.

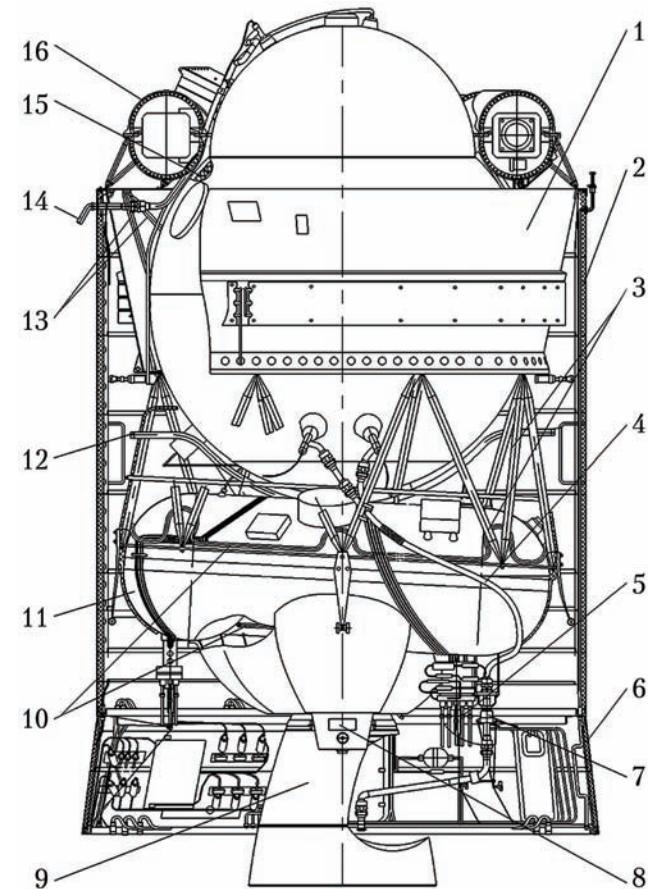


Рис. 2. Разгонный блок ДМ-SL: 1 — верхний переходник; 2 — отделяемый средний переходник; 3 — ферма подвески бака горючего; 4 — заправочно-сливная магистраль окислителя; 5 — пневмоколодка; 6 — отделяемый нижний переходник; 7 — гидроколодка; 8 — вспомогательная ДУ 11Д79; 9 — маршевый двигатель 11Д58М; 10 — трубопроводы подогреватели; 11 — бак горючего; 12 — трубопровод безмоментного дренажа окислителя; 13 — ферма подвески бака окислителя; 14 — дренажный патрубок окислителя; 15 — теплоизоляция; 16 — приборный контейнер

Следует отметить, что хотя в состав ДУ РБ помимо маршевой ДУ входят также две вспомогательные ДУ 11Д79 на высококипящих компонентах топлива, служащие для обеспечения ориентации и стабилизации РБ на пассивных участках его полета, а также с целью создания осевого ускорения РБ для осаждения топлива в основных баках перед включениями маршевой ДУ, принципиальным для комплекса «Морской старт» явилось применение на ракетных блоках РН и в маршевой ДУ РБ кислородно-керосинового топлива. Этот вид топлива нетоксичен, обеспечивает малые габариты и транспортабельность ракетных блоков, а также приемлемый объем заправочной емкости горючего на стартовой платформе «Одиссей» (использование вместо керосина жидкого водорода потребовало бы недопустимого увеличения объема емкости — в пять раз).

Маршевая кислородно-керосиновая ДУ блока ДМ-SL включает в себя:

- маршевый двигатель 11Д58М много-кратного включения в полете разработки РКК «Энергия» с бустерными турбонасосными агрегатами на выходе из баков окислителя и горючего;
- систему управления маршевым двигателем (СУМД);
- пневмогидравлические средства подачи (ПГСП) компонентов топлива и сжатых газов, включающие в свой состав топливные баки с теплоизоляцией и внутрибаковыми устройствами, емкости для сжатого газа, а также пневмогидроарматуру с трубопроводами для питания компонентами топлива маршевого двигателя, заправки, слива и наддува баков.

В настоящей статье приводятся особенности проектной завязки, наземной отработки и летной эксплуатации маршевой ДУ РБ ДМ-SL и пути дальнейшего улучшения ее энергетических и эксплуатационных характеристик.

### **Проектно-конструкторские решения по маршевой двигательной установке и пневмогидравлическим средствам подачи компонентов топлива**

Базой для разработки маршевой ДУ РБ комплекса «Морской старт» послужила высоконадежная маршевая ДУ успешно эксплуатирующегося с 1974 г. РБ-прототипа (РБ ДМ) разработки РКК «Энергия» с двигателем 11Д58М.

Для обеспечения максимальной надежности маршевой ДУ РБ особое внимание с самого начала ее разработки уделялось обеспечению преемственности результатов наземной отработки и летной эксплуатации маршевой ДУ

РБ-прототипа и ее ПГСП компонентов топлива. Для достижения этой цели были использованы следующие средства:

- использование для маршевой ДУ тех же компонентов топлива (кислород и керосин) и тех же их температурных диапазонов, которые использовались и используются на базовых РБ;
- сохранение в качестве маршевого двигателя отработанного серийного ЖРД 11Д58М, который к началу проектирования РБ ДМ-SL почти 20 лет успешно эксплуатировался в составе маршевой ДУ различных модификаций РБ типа ДМ. При этом был сохранен нетрадиционно широкий, по сравнению со многими другими ЖРД, состав его агрегатов и узлов (баковые бустерные турбонасосные агрегаты, разделительные клапаны и расходные магистрали с расходомерами и проч.), позволяющий более полно и надежно контролировать качество изготовления многих важных элементов маршевого двигателя при его приемосдаточных испытаниях;
- сохранение в РБ ДМ-SL прежней компоновочной схемы маршевой ДУ (размещенный над однокамерным маршевым двигателем сферообразный бак окислителя и расположенный под ним торообразный бак горючего, наклоненный в сторону своего заборного устройства (см. рис. 2), конструкции внутрибаковых устройств, обеспечивающих надежный забор топлива в условиях невесомости перед очередным запуском ДУ, а также заправку, слив и дренаж баков при подготовке к пуску);
- сохранение типа и конструктивного исполнения отработанных на РБ-прототипе экранно-вакуумной теплоизоляции кислородного бака и его гермооболочки с арматурой наддува и обеспечения вакуумирования (с сохранением специальной методики предстартовой очистки экранно-вакуумной теплоизоляции), а также термомостов бака окислителя (стеклопластиковая ферма подвески бака в топливном отсеке ДУ и арматура заправки, слива, дренажа и т. п., выполненная из малотеплопроводных неметаллических материалов);
- сохранение облика построения системы наддува баков окислителя и горючего и газоснабжения пневмоавтоматики маршевого двигателя (использование гелия как единого рабочего тела для всех нужд маршевой ДУ; хранение его в двух автономных бортовых баллонах в баке окислителя с подогревом перед подачей к потребителям газа в трубопроводах-подогревателях и в теплообменниках; использование для дозирования расхода гелия жиклеров специальной конфигурации, работающих на сверхкритическом перепаде давления и проч.);

- сохранение принятых при разработке маршевой ДУ принципов обеспечения надежности и живучести ПГСП компонентов топлива в части принимаемой степени резервирования основных подсистем для обеспечения их работоспособности при наземных операциях и в полете и исключения возможности разрушения топливных баков и бортовых баллонов с гелием на всех этапах эксплуатации, в т. ч. – после завершения выведения КА на целевую орбиту и его отделения от РБ;

- максимальное сохранение отработанных циклограмм функционирования элементов ПГСП компонентов топлива маршевой ДУ в полете;

- сохранение конструктивного исполнения дренажных магистралей ДУ и, соответственно, возможного уровня неблагоприятного воздействия дренируемых из маршевого двигателя компонентов и газов на элементы и на смежные системы ДУ (тепловое, механическое и химическое воздействие струй на элементы конструкции РБ и на его движение в условиях свободного полета, в т. ч. возникновение возмущающих сил и моментов, мешающих работе системы стабилизации); обеспечение пожаровзрывобезопасности ДУ при дренировании компонентов и т. п.;

- использование на РБ в качестве арматуры ПГСП, функционирующей в полете, только серийной арматуры базового блока, что исключило необходимость разработки и отработки для РБ ДМ-SL новой арматуры.

Опыт создания нескольких модификаций маршевой ДУ для семейства РБ типа Д и ДМ подтвердил эффективность использования указанного подхода для обеспечения ее гарантированной надежности (при надлежащей экспериментальной проверке вводимых доработок двигателя и пневмогидравлических средств подачи).

## Маршевый двигатель

Маршевый двигатель 11Д58М состоит из:

- блока тяги (рис. 3), включающего в свой состав камеру с насадком радиационного охлаждения, закрепленную в кардане с рулевыми машинками для управления по тангажу и рысканию, турбонасосный агрегат (ТНА), окислительный газогенератор, пневмогидравлическую арматуру, а также датчики и регуляторы режима работы двигателя с электроприводами;

- размещаемых на выходе из баков бустерных ТНА, выхлопной турбогаз на выходе из которых используется для управления по крену с помощью поворотного сопла с рулевой машинкой;

- блока многократного запуска для обеспечения воспламенения компонентов в газогенераторе и камере, размещаемого на баке горючего.

Двигатель 11Д58М разработан как часть криогенной системы ДУ РБ и практически исключает теплопритоки к кислородному баку от двигателя через бустерный ТНА окислителя.

Двигатель эксплуатируется в составе различных модификаций РБ типа ДМ с 1974 г., проходя полный цикл изготовления и испытаний ( заводские и огневые приемо-сдаточные испытания).

Качество двигателей одного и того же периода изготовления подтверждается испытаниями одного двигателя от этого периода на полный полетный ресурс.

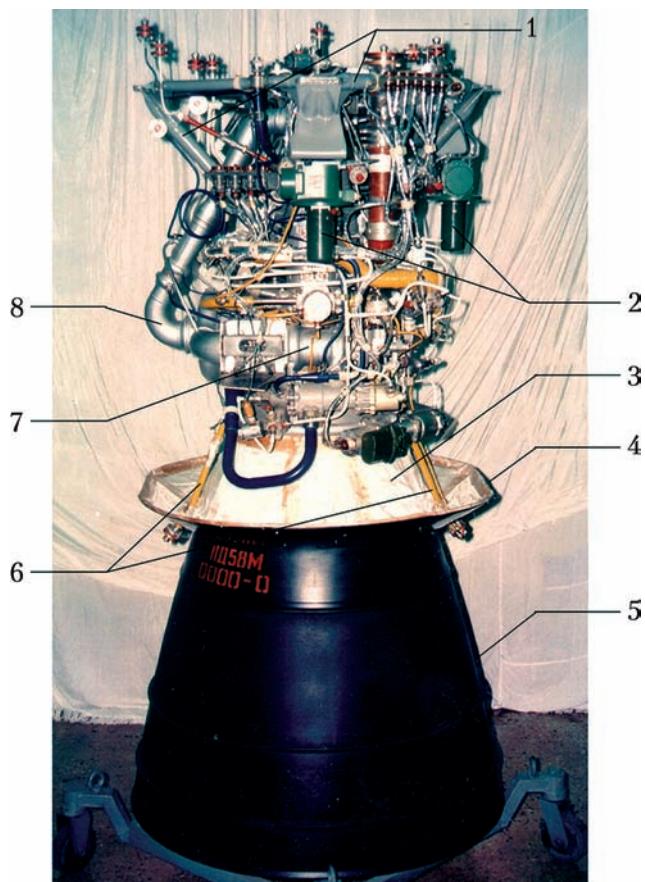
При работе двигателя в составе РБ управление элементами автоматики двигателя, поддержание суммарного расхода и соотношения компонентов топлива осуществляется с помощью автономной СУМД, не входящей в состав системы управления РБ.

В связи с тем, что РБ ДМ-SL комплекса «Морской старт» имеет более широкий спектр программ выведения по сравнению с РБ типа ДМ наземных ракетных комплексов, маршевый двигатель, устанавливаемый в РБ комплекса «Морской старт», имеет ряд отличий и усовершенствований. Основными из них являются замена привода регулятора соотношения компонентов топлива, а также снижение при первом включении двигателя с помощью СУМД величины номинальной тяги после нескольких секунд работы с 83,4 до 78,5 кН с сохранением ее далее постоянной. Все это позволило уменьшить напряженность работы узлов и агрегатов двигателя и, тем самым, повысить запас работоспособности двигателя.

На определенном этапе эксплуатации РБ ДМ-SL были развернуты работы по улучшению его энергетических характеристик с целью повышения конкурентоспособности РКН «Зенит-3SL» [3]. Для этого в маршевый двигатель РБ был внедрен модифицированный сопловой насадок радиационного охлаждения, изготовленный из композиционного материала.

Внедрению предшествовал большой объем экспериментальных работ, заключавшихся в выборе материала, разработке конструкции насадка и проведении на стенде РКК «Энергия» огневых испытаний его фрагмента в составе двигателя. Модифицированный насадок для РБ ДМ-SL по сравнению с насадками, используемыми на двигателях других РБ типа ДМ, имел увеличенную длину и выходной диаметр, что позволило увеличить геометрическую

степень расширения сопла со 180 до 280 и получить прирост удельного импульса тяги двигателя на 39,2 м/с (при этом несколько возросла и тяга двигателя на установившемся режиме).



**Рис. 3. Блок тяги маршевого двигателя 11Д58М:** 1 – силовая рама; 2 – рулевые машинки; 3 – камера; 4 – экран; 5 – насадок радиационного охлаждения; 6 – дренажи; 7 – турбонасосный агрегат; 8 – газовод от турбины к камере сгорания

Двигатель 11Д58М изготавливается на Воронежском машиностроительном заводе, а ДУ в целом – в ОАО «Красмаш» (г. Красноярск) при авторском сопровождении РКК «Энергия», огневые приемо-сдаточные и периодические испытания двигателя 11Д58М проходят на комплексном стенде РКК «Энергия».

#### Система управления маршевым двигателем

Для регулирования (поддержания постоянным) режима работы двигателя 11Д58М по массовому соотношению компонентов топлива и по тяге на РБ ДМ-SL используется новая СУМД, разработанная Государственным научно-исследовательским институтом приборостроения на базе СУМД, использовавшейся на РБ-прототипе.

Была заменена устаревшая элементная база, при этом по требованию РКК «Энергия» проведена глубокая модернизация СУМД,

предусматривающая значительное расширение функций системы с возложением на нее (впервые в отечественном двигателестроении) задачи управления двигателем в полном объеме, т. е. реализации:

- циклограммы запуска, работы маршевого двигателя и его выключения (в т. ч. аварийного);
- регулирования (поддержания постоянным) суммарного расхода компонентов топлива через маршевый двигатель и их массового соотношения.

Принципиальным преимуществом автономной СУМД является ее мобильность, дающая возможность ее совместных испытаний с маршевым двигателем при огневых запусках, что позволило ввести эти испытания в цикл изготовления прибора. Такая комплексная проверка обеспечила уже на ранней стадии изготовления РБ всесторонний и углубленный контроль за всеми функциями управления и регулирования двигателя, в то время как при традиционном возложении этих задач на систему управления РБ такая проверка невозможна.

Кроме этого, автономная СУМД позволяет при необходимости, выявленной в процессе эксплуатации ДУ, оперативно вводить корректировки как в циклограмму запуска и выключения двигателя, так и в задаваемые значения регулируемых параметров. Эти возможности СУМД были с успехом использованы при решении различных технических вопросов, возникавших при эксплуатации маршевой ДУ блока ДМ-SL.

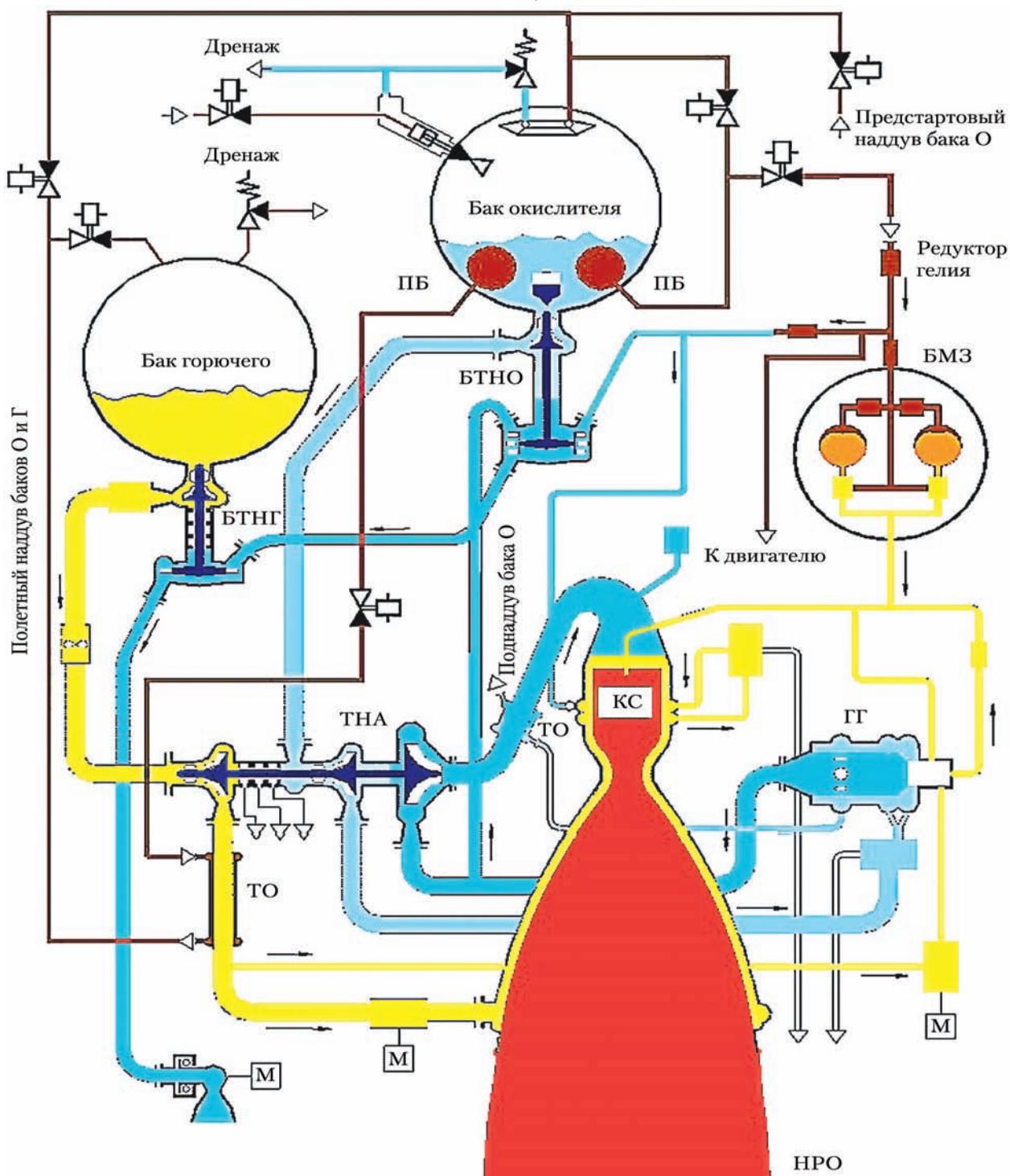
#### Пневмогидравлические средства подачи топлива и газов

Базой для разработки ПГСП для маршевой ДУ блока ДМ-SL были выбраны ПГСП ДУ последней модификации РБ типа ДМ, успешно эксплуатируемого с октября 1982 г. (РБ-прототипа), имеющей улучшенные массово-энергетические и эксплуатационные характеристики. Схема потоков маршевой ДУ блока ДМ-SL представлена на рис. 4.

Следует отметить, что в ПГСП блока ДМ-SL полностью сохранены все принципы и технические решения, принятые в ПГСП маршевой ДУ РБ-прототипа, эффективность которых подтверждена многолетней эксплуатацией этого РБ и его предыдущих модификаций в составе наземных ракетных комплексов: за все время эксплуатации блока-прототипа не было ни одного отказа ДУ, вызванного отказами ПГСП компонентов топлива. Такая надежность ПГСП обусловлена высокой степенью отработанности и высоким качеством серийного изготовления и контроля используемых в средствах подачи

компонентов арматуры и других элементов, а также живучестью этих средств, обеспечивающей заложенным еще при проектировании ДУ базового РБ специальным построением ее пневмогидравлической схемы, исключающим потерю работоспособности ПГСП в полете при любых одиночных отказах ее элементов (не-

открытие или незакрытие одного из клапанов, засорение или отсутствие любого из дозирующих жиклеров, потеря гелия в одном из двух бортовых баллонов и т. п.) и обеспечивающим неразрушение баков и баллонов – при более сложных нештатных ситуациях при наземной подготовке к пуску или в полете.



**Рис. 4. Схема потоков маршевой двигательной установки разгонного блока ДМ-SL:** ■ — окислитель ( $O$ ); ■ — горючее ( $\Gamma$ ); ■ — окислительный газ; ■ — гелий; ■ — пусковое горючее; ■ — горячий газ; БМЗ — блок многократного запуска; БТНГ — бустерный турбонасос горючего; БТНО — бустерный турбонасос окислителя; ГГ — газогенератор; КС — камера сгорания; М — электромотор; НРО — насадок радиационного охлаждения; ПБ — погруженный баллон; ТНА — турбонасосный агрегат; ТО — теплообменник

Примечание. Изображение торового бака горючего — условное.

В процессе определения минимально необходимого объема доработок ПГСП компонентов топлива и сжатых газов РБ-прототипа пришлось учитывать новые требования к эксплуатации ДУ в условиях комплекса «Морской старт»:

- отсутствие на стартовой платформе «Одиссей» фермы обслуживания;
- заправка маршевой ДУ блока ДМ-SL горючим (керосином) на заправочной станции, расположенной на сборочно-командном судне;
- высокая влажность окружающего воздуха.

Отсутствие фермы обслуживания привело к необходимости заправки РБ жидким кислородом и сжатыми газами через вторую ступень ракеты-носителя и размещения на нижнем переходном отсеке РБ ДМ-SL, отделяющемся вместе с блоком второй ступени, необходимой арматуры, которая на РБ-прототипе размещается на наземной ферме обслуживания.

Из-за требовавшихся больших доработок ракеты-носителя при прокладке по ее борту дополнительного трубопровода окислителя для обеспечения возможности циркуляционного термостатирования кислорода в баке окислителя РБ (введение дополнительного стыка и доработок конструкции первой и второй ступеней ракеты-носителя и проч.) от термостатирования кислорода пришлось отказаться, что повлекло за собой соответствующие доработки ПГСП компонентов топлива.

Принимая во внимание, что температура кислорода на входе в двигатель является важнейшим фактором, определяющим надежность его функционирования в составе блока ДМ-SL, необходимо было обеспечить к моменту пуска РКН «Зенит-3SL» такое же значение среднемассовой температуры кислорода в баке окислителя РБ ДМ-SL, как и в РБ-прототипе.

Как показали испытания созданного под программу отработки РБ ДМ-SL «холодного» стенового блока (ХСБ), эффективным мероприятием для решения этой задачи, позволяющим снизить среднемассовую температуру кислорода в баке на несколько градусов, явилось применение технологии заправки бака окислителя путем подачи переохлажденного кислорода в бак не через верхний заправочный коллектор (как на РБ-прототипе и его модификациях), а снизу через внутрибаковый сливной трубопровод-сифон.

При такой технологии для исключения перегрева верхних слоев кислорода в конце заправки потребовалось осреднение температуры кислорода по объему бака, что, как показали испытания ХСБ, вызвало необходимость проведения внутрибакового барботирования

кислорода гелием с определенным расходом, подаваемым через конструкцию разделительного клапана окислителя.

Предложенная по результатам испытаний ХСБ технология заправки была внедрена на РБ с первого изделия. Эффективность данной технологии с барботированием кислорода в баке гелием была подтверждена при комплексных испытаниях первого летного блока ДМ-SL в составе РКН «Зенит-3SL» в натурных условиях штатного цикла заправки и предпусковой подготовки ее на стартовой платформе, а в дальнейшем — при заправке и предпусковой подготовке всех последующих РБ ДМ-SL.

Из-за отсутствия фермы обслуживания в средства газоснабжения маршевой ДУ блока ДМ-SL были установлены дополнительные магистрали для обеспечения гарантированной возможности дистанционногоброса криогенного гелия из погруженных в кислород бортовых баллонов при отмене пуска.

Для исключения возможности обмерзания криогенных клапанов заправочно-сливной и дренажной магистралей кислородного бака в условиях повышенной влажности окружающего воздуха были усовершенствованы «вязкие» отдуvки их, а выхлопному патрубку дренажной магистрали бака была придана специальная конфигурация.

В процессе эксплуатации блока ДМ-SL в ПГСП топлива и газов был введен ряд усовершенствований для улучшения процесса подготовки РБ, а именно:

- объединение заправочной и сливной магистралей кислорода в единую магистраль на базовом модуле;
- применение одноштуцерной гидроколодки окислителя, расстыковка которой осуществляется механическим способом с помощью троса при отделении РБ от второй ступени ракеты-носителя (взамен двухштуцерной гидроколодки с механическим пневмозамком);
- применение восьмиштуцерной пневмоколодки с пневмоприводом, который приводится в действие тросом при отделении РБ от второй ступени ракеты-носителя (взамен девятиштуцерной пневмоколодки с механическим пневмозамком);
- изменение монтажей пневмомагистралей путем исключения магистралей (с входящими в их состав арматурой и ресиверами) подвода газа к пневмозамкам вышеуказанных исключенных колодок;
- изменение конструкции магистрали безмоментного дренажа остатков кислорода и гелия из бака окислителя по окончании работы РБ (уменьшение диаметра проходного сечения

упомянутой магистрали и замена выходных решеток на газовые конфузорные сопла);

- замена двух блоков регенераторов тепла для подогрева криогенного гелия на трубопроводы-подогреватели высокого давления, выполненные из алюминиевого сплава;

- исключение магистрали сброса гелия с входящими в ее состав блоками сопел (в связи с осуществлением сброса остатков бортового запаса гелия через магистраль безмоментного дренажа из бака окислителя);

- снятие герметичных кожухов с сигнализаторов давления, обеспечивающих включение и выключение наддува бака окислителя при автономном полете орбитального блока (перед запуском и при работе двигателя);

- исключение трубопроводов продувки экранно-вакуумной теплоизоляции при горизонтальном положении блока и соответствующая доработка теплоизоляции и гермообечайки бака окислителя.

В процессе эксплуатации комплекса «Морской старт» выявились целесообразность увеличения объема топливных баков РБ ДМ-SL для улучшения энергетических характеристик РКН, что и было реализовано с РБ № 17Л (за счет введения дополнительной полусферы на верхнем днище бака окислителя и цилиндрических вставок большей длины в бак горючего).

Работоспособность и эффективность указанных изменений подтверждена испытаниями на наземных установках и успешными летными испытаниями РБ ДМ-SL при комплексном функционировании всех систем.

#### **Создание «холодного» стендового блока РБ ДМ-SL для комплексной отработки усовершенствованных ПГСП без огневых стендовых блоков**

Создание РБ ДМ-SL для РКН «Зенит-3SL» комплекса «Морской старт» осуществлялось с минимальным объемом доработок, касающихся маршевого двигателя и ПГСП РБ-прототипа, необходимость проведения которых была вызвана новыми условиями эксплуатации. При этом, как уже указывалось, сохранялись неизменными основные технические и конструкторские решения по организации условий запуска, работы и выключения маршевого двигателя, облика внутрибаковых устройств и т. д.

Доработки ПГСП и маршевого двигателя на РБ ДМ-SL вводились для дальнейшего повышения надежности марсианской двигательной установки РБ типа ДМ или, по крайней мере, для сохранения в новых условиях работы

уровня надежности, достигнутого за время многолетней эксплуатации на базовом РБ.

Традиционная методика комплексной отработки марсевой ДУ, успешно использовавшаяся в прошлом при создании РБ, предусматривала многократные огневые и «холодные» испытания их марсевой ДУ в составе полноразмерных стендовых блоков на испытательной базе смежного предприятия (г. Пересвет). Эти испытания являлись самой трудоемкой и дорогостоящей частью комплексной наземной отработки РБ ДМ-SL.

При создании комплекса «Морской старт» (при жестких финансовых и временных ограничениях) с учетом того, что в маршевом двигателе и в ПГСП компонентов топлива марсовой ДУ РБ не использовались принципиально новые технические решения и новые элементы арматуры (по сравнению с РБ-прототипом и некоторыми другими изделиями разработки РКК «Энергия», надежность которых подтверждена многолетней эксплуатацией), создание даже одного стендового блока и проведение на нем огневых и «холодных» испытаний на внешней экспериментальной базе для подтверждения работоспособности доработанной под морское базирование марсевой ДУ было неприемлемым.

В то же время, множество сравнительно небольших отличий и усовершенствований, вводимых в ПГСП и марсевый двигатель блока ДМ-SL из-за особенностей РКН и условий ее эксплуатации, требовали обязательной комплексной проверки работоспособности и эффективности вводимых в ДУ доработок.

Эта проверка потребовала пересмотра традиционных методов комплексной отработки марсевой ДУ применительно к сложившейся ситуации и разработки новых путей подтверждения ее работоспособности, т. е. разработки новой концепции комплексной отработки ДУ.

В результате работ, проведенных в этом направлении в двигательном подразделении РКК «Энергия», была принята новая методика отработки марсевой ДУ РБ, отраженная в комплексной программе экспериментальной отработки РБ ДМ-SL и предусматривающая использование только собственной стендовой базы.

Суть ее заключалась в следующем.

На одной экспериментальной установке, представлявшей собой смонтированный на специальном рабочем месте экспериментально-испытательного отделения РКК «Энергия» полноразмерный ХСБ, проводилась комплексная отработка ПГСП компонентов топлива и газов с использованием жидкого кислорода совместно с «холодным» имитатором марсевого

двигателя (включающим в себя штатные блоки подачи окислителя и горючего с работающими при испытании бустерными турбонасосными агрегатами и разделительными клапанами), обеспечивающим штатную выработку компонентов из баков для создания практически штатных условий работы средств наддува баков и газоснабжения двигателя. Блок тяги и блок многократного запуска маршевого двигателя при испытаниях не действовались и использовались только в качестве имитаторов потребителей сжатого гелия штатного маршевого двигателя при его работе на наддув емкостей пускового горючего и на работу клапанов.

На этой же установке (на ХСБ) при многократных заправках, стоянках и сливах отрабатывались и проверялись вопросы измененного способа заправки кислородного бака, выравнивания температур компонентов при барботировании заправленного кислорода гелием (см. выше), уточнялись расходы гелия на барботаж, а также режимы работы средств поддержания давления в баке окислителя при его захолаживании в начальный период заправки и т. п.

На другой экспериментальной установке, с которой также работали на стеновой базе РКК «Энергия», проводились комплексные огневые испытания маршевого двигателя в полном составе (блок тяги, блок подачи окислителя, блок подачи горючего, СУМД и блок многократного запуска) с питанием двигателя из небольших, по сравнению со штатными баками РБ, стеновых имитаторов баков окислителя и горючего РБ, имевших, тем не менее, штатные заборные внутрибаковые устройства. Это обеспечивало имитацию питания двигателя компонентами топлива при его запуске и выключении из штатных баков РБ и позволяло проверить процессы запуска ДУ, окончание одного из компонентов при его полной выработке из бака и т. д.

В целом испытания на этих двух экспериментальных установках смогли заменить испытания ДУ РБ в составе полноразмерного огневого стенового блока, проведение которых на стенах РКК «Энергия» в г. Королев является невозможным по соображениям безопасности.

Испытания на ХСБ были успешно проведены в 1998 и 1999 гг. и завершились к первому запуску по программе «Морской старт».

Новая концепция комплексной отработки маршевой ДУ РБ комплекса «Морской старт» полностью оправдала себя и была признана целесообразной и для следующей модификации РБ типа ДМ, разрабатывавшейся для РКН комплекса «Наземный старт».

Следует отметить, что эта концепция отработки, связанная с использованием ХСБ и отказом от использования огневых стеновых блоков с их испытаниями на внешней стеновой базе, в свое время даже внутри РКК «Энергия» столкнулась из-за своей нетрадиционности с большими трудностями (было много споров и дискуссий с ее противниками и т. д.), и ее внедрение во многом оказалось обязанным прежнему высшему руководству корпорации, оценившему преимущества и выгоды нового подхода к комплексной отработке маршевой ДУ РБ.

Разработанная в РКК «Энергия» концепция комплексной отработки и обеспечения надежности маршевой ДУ РБ комплекса «Морской старт» удовлетворяет современным условиям создания кислородно-углеводородных РБ различных модификаций (дефицит времени и средств), так как она предусматривает использование только собственной стеновой базы и исключает необходимость многократного проведения дорогостоящих огневых и «холодных» испытаний на специально создаваемых стеновых полноразмерных блоках с использованием внешней экспериментальной базы.

#### **«Холодные» технологические испытания пневмогидравлических средств подачи топлива и газов каждого экземпляра разгонного блока**

С целью повышения качества контроля ПГСП после сборки РБ ДМ-SL и, как следствие, повышения его надежности, были внедрены «холодные» технологические испытания (ХТИ) ПГСП топлива и газов на полностью собранных РБ.

При ХТИ проверяются:

- правильность адресовки магистралей ПГСП;
- функционирование бортовой арматуры ПГСП;
- соответствие фактической пропускной способности бортовых магистралей изготовленной материальной части значениям, регламентированным требованиями конструкторской документации.

Проведение ХТИ позволяет на ранних стадиях выявлять неточность сборки подсистем ДУ РБ, возможные дефекты, неисправности и т. п.

Для реализации ХТИ двигательное подразделение РКК «Энергия» выпустило соответствующие исходные данные, которые легли в основу конструкторской и эксплуатационной документации на проведение испытаний (таблицы испытаний ПГСП и инструкции по

проверке функционирования пневмогидравлических средств подачи топлива и газов). Эта документация регламентирует объем и порядок соответствующих работ в цехе общей сборки (без включения бортовых электропневмоклапанов) и на контрольно-испытательной станции (с включением электропневмоклапанов).

В ходе ХТИ проверкам подвергаются следующие магистрали ПГСП компонентов топлива и сжатых газов с входящей в состав ПГСП арматурой многократного функционирования:

- магистрали подачи газов в гермохол средств наддува, очистки и вакуумирования бака окислителя и дренажные магистрали гермохехла;
- заправочная магистраль бака окислителя;
- сливная магистраль бака окислителя;
- дренажная магистраль бака окислителя;
- магистраль предстартового наддува бака окислителя;
- магистраль полетного наддува бака окислителя из погруженных баллонов;
- магистраль зарядки погруженных баллонов;
- магистрали сброса гелия из погруженных баллонов;
- магистраль продувки расходной магистрали окислителя.

На последующем этапе эксплуатации РБ (послестыковки РБ с ракетой-носителем) кроме вышеперечисленных испытаний проводится проверка вновь образовавшихся пневмогидравлических магистралей связей на герметичность и пропускную способность.

Введение этих проверок позволило при проведении ХТИ первых РБ ДМ-SL получить необходимые экспериментальные данные по пропускной способности модифицированных или введенных вновь магистралей ПГСП компонентов топлива маршевой ДУ без создания специальных экспериментальных установок (это снизило затраты времени и средств на отработку ДУ), а в дальнейшем – обеспечить контроль за стабильностью гидравлических характеристик указанных магистралей ПГСП компонентов топлива и качества сборки в процессе серийного производства РБ.

### **Этапы изготовления и эксплуатации маршевых двигательных установок разгонных блоков комплекса «Морской старт»**

Маршевая двигательная установка РБ ДМ-SL собирается в ОАО «Красмаш» (г. Красноярск). Она является основой (базовым мо-

дулем) РБ, собираемого в ЗАО «ЗЭМ» РКК «Энергия» (г. Королев).

После окончательной сборки и соответствующих испытаний РБ ДМ-SL перевозится железнодорожным транспортом в г. Николаев (Украина), где производится перегрузка РБ на судно-транспортировщик. Затем производится доставка РБ в Базовый порт (г. Лос-Анджелес, штат Калифорния, США). В отдельных случаях РБ может доставляться в Базовый порт при помощи авиатранспортировки. Ракета-носитель «Зенит» изготавления Украины, представляющая собой первую и вторую ступени ракеты космического назначения «Зенит», доставляется в Базовый порт также на судне-транспортировщике.

В Базовом порту РБ перегружается на сборочно-командное судно, после чего заправляется горючим и сжатыми газами и стыкуется с ракетой-носителем. Затем проводитсястыковка с КА. Собранная таким образом РКН «Зенит-3SL» перегружается на стартовую платформу.

Сборочно-командное судно и стартовая платформа перемещаются своим ходом в заданный район экватора в Тихом океане, где заканчивается штатная подготовка к пуску (в т. ч. производится дистанционная заправка по «бездлюдной» технологии ракеты-носителя «кипящим» кислородом и охлажденным керосином, а РБ – «переохлажденным» кислородом), после чего производится запуск РКН со стартовой платформы.

Многие из перечисленных выше этапов и операций, а также применение в условиях качки телескопического переходного трапа между сборочно-командным судном и стартовой платформой посреди океана, являются уникальными, никогда не производившимися ранее.

### **Пути улучшения энергетических и эксплуатационных характеристик двигательной установки**

Как маршевая ДУ блока ДМ-SL, так и его вспомогательные ДУ 11Д79 обладают весьма высокими энергетическими характеристиками.

В маршевой ДУ это достигнуто использованием кислородно-керосинового топлива и высокоэффективного космического маршевого двигателя 11Д58М «замкнутой» схемы (номинальный удельный импульс тяги с учетом использования увеличенного насадка сопла – 3 492 м/с) с располагаемыми на выходе из топливных баков бустерными турбонасосными агрегатами, позволившими существенно снизить массу баков и средств их наддува, тщательной

многолетней доводкой компоновки маршевой ДУ, а также оптимизацией конструкции ее узлов и элементов при поэтапном внедрении мероприятий по повышению энергомассовых характеристик блока ДМ-SL [3].

Дальнейшее заметное улучшение энергетических характеристик маршевой ДУ блока ДМ-SL с двигателем 11Д58М возможно за счет использования вместо керосина более калорийных углеводородных горючих при сохранении конструкции ДУ и всей заправочной инфраструктуры (эффективность такого подхода многократно демонстрировалась на различных модификациях РБ типа ДМ, эксплуатировавшихся с РН «Протон-К» и «Протон-М» и использовавших вместо керосина синтетическое углеводородное горючее «Синтин»).

Проведенный ранее в РКК «Энергия» анализ возможных направлений одновременного совершенствования энергетических и эксплуатационных характеристик ДУ блока ДМ-SL показал, что наиболее эффективным из них будет являться применение в ДУ вместо кислородно-керосинового маршевого двигателя 11Д58М тягой 78,5 кН и двух вспомогательных ДУ 11Д79 на высокотоксичных компонентах топлива перспективного многофункционального двигателя 11Д58МФ тягой 49,1 кН, разрабатываемого РКК «Энергия» для кислородно-углеводородного РБ 11С861-03 и имеющего в своем составе два блока двигателей малой тяги, работающих на газообразном кислороде (т. е. на основном компоненте топлива РБ) и выполняющих все функции ДУ 11Д79.

Маршевый двигатель (блок тяги) многофункционального двигателя 11Д58МФ будет иметь те же посадочные места в ДУ, что и двигатель-прототип 11Д58М, однако удельный импульс тяги его в связи с исключением потерь горючего на внутреннее охлаждение камеры сгорания через кольца завесы из-за перехода к внешнему охлаждению камеры кислородом и в связи с повышением геометрической степени расширения сопла до 500 будет выше на 157 м/с, а масса — меньше на 90 кг (таблица).

#### **Сравнение характеристик блоков тяги двигателя 11Д58М для РБ ДМ-SL и перспективного многофункционального двигателя 11Д58МФ**

Характеристика	11Д58М	11Д58МФ
Тяга в пустоте, кН	78,5	49,1
Удельный импульс тяги в пустоте (горючее — керосин), м/с	3 492	3 649
Степень геометрического расширения сопла	280	500
Масса с бустерными турбонасосами и разделительными клапанами, кг	340	250
Год создания	1973	2018

Суммарное увеличение массы полезного груза РБ ДМ-SL при применении на нем многофункционального двигателя 11Д58МФ, обусловленное повышением удельного импульса тяги, снижением массы двигателя, а также сокращением невырабатываемых остатков компонентов в маршевой ДУ из-за снижения тяги маршевого двигателя и уменьшением массы ее ПГСП, составит 590 кг. Использование вместо керосина синтетического горючего типа «Синтин» дополнительно увеличит массу полезного груза на 150 кг, а перспективного синтетического углеводородного горючего «Соктан-9» — на 250 кг. Это позволит достичь повышения массы полезного груза, выводимого РБ ДМ-SL комплекса «Морской старт» на орбиту, переходную к геостационарной, с 6 160 кг [3] до 7 000 кг.

В настоящее время ведется автономная отработка основных агрегатов многофункционального двигателя 11Д58МФ (камеры, газогенератора, пневмогидроарматуры и т. п.). Изготовитель — ОАО «Красмаш» (г. Красноярск).

Что касается блоков двигателей малой тяги двигателя 11Д58МФ, работающих на сжатом кислороде из размещенных в них композитных баллонов высокого давления, подзаряжаемых газифицированным кислородом от маршевого двигателя при его работе, то они будут выполнять все необходимые функции существующих ДУ 11Д79 при обеспечении экологической чистоты и недоступного для этих ДУ уровня живучести — сохранении работоспособности при возможных одиночных отказах двигателей и элементов ПГСП, потере рабочего тела и т. п. В связи с исключением ДУ 11Д79 и высокотоксичных компонентов топлива улучшатся экологические характеристики РБ ДМ-SL, упростится и его эксплуатация.

Изготовителем блоков двигателей малой тяги многофункционального двигателя 11Д58МФ также является ОАО «Красмаш».

Таким образом, модернизация ДУ блока ДМ-SL путем замены его кислородно-керосинового маршевого двигателя 11Д58М и двух вспомогательных ДУ 11Д79 на токсичных компонентах топлива на разрабатываемый РКК «Энергия» многофункциональный двигатель 11Д58МФ позволит существенно улучшить энергетические, экологические и эксплуатационные характеристики как РБ, так и РКН в целом.

#### **Заключение**

За всю пятнадцатилетнюю историю проведения запусков КА по программе «Морской старт» (35 запусков РКН «Зенит-3SL») не было ни одного отказа в работе двигательной

установки РБ ДМ-SL. Это подтверждает правильность принятых проектных, конструкторских, технических и технологических решений, а также соответствие качества и контроля изготовления ДУ требованиям реализации проекта.

Большую роль в полученной таким образом высокой надежности двигательной установки блока ДМ-SL сыграли следующие факторы:

- использование в качестве базы для разработки ДУ РБ-прототипа (РБ типа ДМ) с маршевым двигателем 11Д58М, модификации которой успешно эксплуатировались до первого пуска РКН комплекса «Морской старт» в течение 25 лет;
- сохранение при адаптации РБ к условиям эксплуатации в составе комплекса «Морской старт» всех проектных принципов и технических решений, принятых и реализованных в ДУ РБ-прототипа с тщательной наземной отработкой всех необходимых изменений и внедряемых усовершенствований при автономных испытаниях подсистем, а также при «холодных» технологических испытаниях каждого экземпляра РБ ДМ-SL;
- внедрение в маршевую ДУ автономной системы управления двигателем, проходящей с ним совместные испытания при огневых запусках и обеспечивающей за счет этого всесторонний контроль всех функций управления и регулирования маршевого двигателя и возможность оперативных корректировок как циклограммы запуска и останова двигателя, так и значений регулируемых при его работе параметров;
- разработка и успешное внедрение к первому запуску РКН «Зенит-3SL» с комплекса «Морской старт» новой концепции комплексной отработки маршевой ДУ на собственной стендовой базе РКК «Энергия» с использованием полноразмерного «холодного» стендового блока для испытаний пневмогидравлических средств подачи компонентов в двигатель со штатными расходами (через штатные работающие бустерные насосы «холодного» имитатора маршевого двигателя) и экспериментальной установки для комплексных испытаний штатного двигателя совместно со снабженными штатными заборными устройствами малоразмерных стендовых емкостей (имитаторов топливных баков РБ).

Анализ возможных путей дальнейшего совершенствования энергетических и эксплуатационных характеристик двигательной установки РБ ДМ-SL комплекса «Морской старт» показал, что наиболее эффективным из них будет являться применение в ней вместо кислородно-керосинового маршевого двигателя 11Д58М и двух вспомогательных ДУ 11Д79 на высокотоксичных компонентах топлива перспективного многофункционального двигателя 11Д58МФ, разрабатываемого РКК «Энергия» для кислородно-углеводородного РБ 11С861-03, имеющего в своем составе два блока двигателей малой тяги, работающих на газообразном кислороде (на основном компоненте топлива РБ) и выполняющих все функции ДУ 11Д79.

Такая модернизация ДУ блока ДМ-SL позволит увеличить массу полезного груза, выводимого с помощью комплекса «Морской старт» на переходную к геостационарной орбиту, до 6,75 т, а при использовании в маршевом двигателе вместо керосина перспективного синтетического углеводородного горючего «Соктан-9» – до 7,0 т при одновременном исключении из состава РБ вспомогательных ДУ 11Д79 на токсичных компонентах топлива и соответствующем улучшении экологических и эксплуатационных характеристик разгонного блока.

### **Список литературы**

1. Алиев В.Г., Легостаев В.П., Лопота В.А. Создание и пятнадцатилетний опыт эксплуатации ракетно-космической системы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 3–13.

2. Верховцева Т.И., Гаврелюк О.П., Зaborский С.А., Мовчан А.А., Панчуков А.А., Улыбышев Ю.П., Шибаев А.А. Баллистика системы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 16–25.

3. Филин В.М. Ракета космического назначения «Зенит-3SL» для программы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 40–48.

*Статья поступила в редакцию 18.04.2014 г.*

## ОСОБЕННОСТИ КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ПО ПРОГРАММЕ «МОРСКОЙ СТАРТ»

© 2014 г. Кравец В.Г.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия»)  
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

*В статье приведены основные проблемы и результаты создания схемы внешних связей для обмена информацией с ракетой космического назначения программы «Морской старт», а также основные характеристики и особенности автоматизированной системы управления полетом на сборочно-командном судне комплекса «Морской старт».*

**Ключевые слова:** ракета космического назначения, разгонный блок, Базовый порт, сборочно-командное судно, автоматизированная система контроля и управления полетом разгонного блока, схема внешних связей.

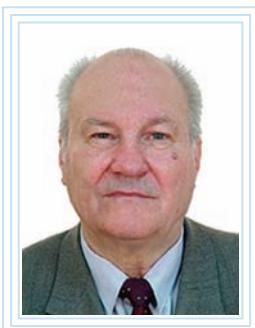
## SPECIFICS OF INTEGRATED LAUNCH VEHICLE FLIGHT MONITORING AND CONTROL UNDER SEA LAUNCH PROGRAM

Kravets V.G.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)  
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

*The article presents the main problems and results of external communication diagrams for data exchange with integrated launch vehicle of the Sea Launch program, as well as basic characteristics and specifics of the automated flight control system on board the assembly-command ship of the Sea Launch complex.*

**Key words:** integrated launch vehicle, upper stage, home port, assembly-command ship, upper stage automated flight monitoring and control system, external communication diagrams.



КРАВЕЦ В.Г.

КРАВЕЦ Вадим Георгиевич — дтн, профессор, главный специалист РКК «Энергия», e-mail: [vadim.kravets@rsce.ru](mailto:vadim.kravets@rsce.ru)  
KRAVETS Vadim Georgievich — Doctor of Science (Engineering), Professor, Chief Specialist at RSC Energia

### Введение

Основными факторами, повлиявшими на выбор схемы и структуры контроля и управления полетом ракеты космического назначения (РКН) при запусках космических аппаратов (КА) по программе «Морской старт», были:

- имеющийся многолетний опыт РКК «Энергия» по контролю и управлению поле-

том разгонных блоков (РБ) при запусках РКН «Протон» с космодрома Байконур с различными полезными нагрузками, выводимыми на геостационарные, высокоэллиптические и другие орбиты;

- специфика подготовки РКН «Зенит-3SL» в Базовом порту (БП) г. Лос-Анджелеса (США) по программе «Морской старт» (большая автономность по сравнению с подготовкой и запусками

с российских космодромов) и старт из акватории Тихого океана с полным отсутствием стационарных коммуникационных средств в стартовом районе;

- баллистические схемы полета по программе «Морской старт», когда активные полетные операции с РКН проходят вне зон российских станций слежения;

- объединение технических средств контроля и управления полетом на сборочно-командном судне (СКС) комплекса «Морской старт» в рамках автоматизированной системы управления полетом РБ – АСУП РБ.

Ниже рассматриваются эти особенности и вытекающие из них схема и структура контроля и управления полетом объектов этого комплекса.

## 1. Основные сведения по схеме полета РКН и средствам контроля и управления полетом

Старт РКН «Зенит-3SL» по программе «Морской старт» осуществляется с экватора, в центре Тихого океана из точки с координатами  $154^{\circ}$  з.д. Ближайшая обитаемая суши – о. Рождества из группы Центральных Полинезийских островов, находится на расстоянии более 400 км северо-западнее точки старта [1].

Стартовая платформа (СП) располагается точно в расчетной точке старта на экваторе с поддержанием точности позиционирования не более  $\pm 50$  м. СКС со средствами контроля и управления полетом и средствами внешней связи находится при старте РКН на удалении от СП ~6,5 км, с поддержанием точности позиционирования не более  $\pm 100$  м.

Баллистическая схема полета РКН в программе «Морской старт» в большинстве осуществля-

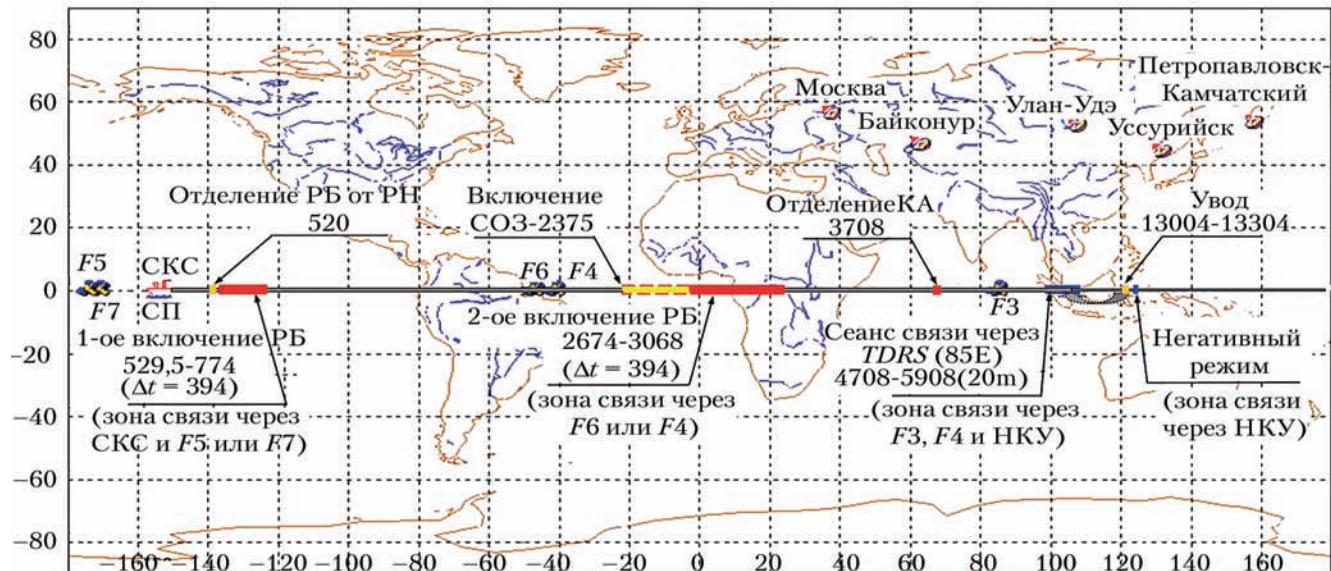
вленных запусков КА представляет собой последовательно сопрягаемые участки полета [1]:

- выводение РБ ДМ-SL с КА-блоком полезного груза (БПГ) РКН «Зенит-3SL» на промежуточную орбиту;
- двухимпульсный маневр РБ ДМ-SL с выводением БПГ на промежуточную, а затем на высокоэллиптическую геопереходную орбиту;
- отделение БПГ от РБ и выводение КА на целевую орбиту (как правило – геостационарную) с помощью собственной двигательной установки КА.

Эта схема реализуется таким образом, что активный участок полета РН (до ~500 с от старта) проходит в зоне видимости СКС, а выключение РН, отделение от РН РБ с БПГ, первое и второе включение РБ и отделение КА – в зоне видимости спутников-ретрансляторов (СР) американской спутниковой системы связи TDRSS (*Tracking and Data Relay Satellite System*). Заключительные операции по РБ (после отделения КА) – увод с промежуточной орбиты, выработка остатков топлива системы обеспечения запуска в режиме «негативной стабилизации» и сброс давления из баков и баллонов РБ – проходят, как правило, в зоне видимости российских станций слежения.

Последующие операции по выводению КА на целевую орбиту осуществляются из собственного Центра управления полетами (ЦУП) КА, уже без участия средств контроля и управления комплекса «Морской старт».

На рис. 1 в качестве примера показана «географическая» привязка основных полетных операций для выводения КА *Galaxy-IIIС*, осуществленного по программе «Морской старт» в июне 2002 г. (миссия № 8).



**Рис. 1. Трасса полета разгонного блока при выводении космического аппарата *Galaxy-IIIС* (15.06.2002 г.)**

Примечание. Москва, Байконур... – российские станции слежения наземного комплекса управления (НКУ); F3, 4... – спутники-ретрансляторы; СР TDRSS – спутник-ретранслятор американской спутниковой системы связи TDRSS (*Tracking and Data Relay Satellite System*); РБ – разгонный блок; РН – ракета-носитель; СОЗ – система обеспечения запуска; КА – космический аппарат; СКС – сборочно-командное судно; СП – стартовая платформа.

На этапе проектирования схемы связи комплекса «Морской старт» рассматривался вопрос о привлечении плавучей станции слежения на корабле типа «Селена-М» для контроля выключения РН и первого включения РБ. Технико-экономический анализ показал нецелесообразность такой схемы, и было принято решение о контроле этих участков полета через систему *TDRSS*.

Технические средства контроля и управления полетом АСУП РБ и соответствующий персонал для программы «Морской старт» располагаются на СКС и в ЦУП РБ, взаимодействующем с привлекаемыми российскими станциями слежения. Главная оперативная группа управления (ГОГУ), находящаяся в ЦУП РБ, имеет своих представителей на СКС.

На начальном этапе программы «Морской старт» расположение ЦУП РБ было выбрано в г. Королев Московской обл., на базе развитых средств Центра управления пилотируемыми космическими полетами. С 2011 г. решением генерального конструктора РКК «Энергия» ЦУП РБ программы «Морской старт» был переведен и организован на базе средств ЦУП РБ по программе «Наземный старт», эксплуатируемого РКК «Энергия» с 2008 г.

Общее руководство подготовкой РКН в БП, управление стартовыми операциями и полетом РКН осуществляет директор миссии через руководителя операций ракетного сегмента, которому также подчиняется группа АСУП РБ на СКС.

При создании средств АСУП и организации работы группы АСУП на СКС были поставлены следующие задачи [2]:

- подготовка на дополетном этапе (в БП и в точке старта) и работа непосредственно в полете РКН всех радиотехнических средств СКС по обмену информацией с РКН;
- прием телеметрии РБ и РН при электроиспытаниях и передача ее для оценки в измерительный комплекс (ИК) СКС;
- прием, обработка и отображение телеметрической информации с РКН (РН и РБ) на старте и в полете собственными средствами на СКС в зоне его видимости, а также телеметрии РБ через систему *TDRSS* вне зоны видимости СКС;
- передача принятой телеметрии в реальном масштабе времени в ЦУП РБ;
- выдача радиокоманд на борт РБ (в штатном полете и в нештатных ситуациях, по работе бортовых радиосистем) в зоне видимости СКС;
- измерение и отображение параметров траектории движения РКН в зоне радиовидимости СКС;
- прием из ЦУП РБ оперативных данных по результатам анализа работы систем РБ на

всех участках полета, в т. ч. после отделения КА, и прием согласованных форматов с векторами состояния РБ;

- взаимодействие со специалистами *Sea Launch Company (SLC)* по проверкам и работе средств схемы внешней связи, в т. ч. участие в проверке схемы внешней связи на дополетном этапе, а также взаимодействие со специалистами узла связи РКК «Энергия».

Задачи ЦУП РБ с находящимся в нем персоналом ГОГУ были определены следующими:

- функционирование всех технических средств ЦУП по приему (с СКС и российских станций слежения), обработке и отображению телеметрической информации, а также управление средствами российских станций слежения наземного комплекса управления;
- оперативный анализ работы систем РБ по данным принятой телеметрии, информирование СКС о результатах анализа;
- получение и обработка траекторной информации о движении РБ; до отделения КА траекторные данные поступают в ЦУП в составе телеметрии с СКС и по схеме связи *Sea Launch (SL)* через *TDRSS*, а после отделения КА — в составе телеметрии со станций слежения;
- выдача на СКС согласованных форматов данных о фактических векторах состояния РБ для передачи заказчику (по запуску КА).

Вид главного зала ЦУП РБ в РКК «Энергия» приведен на рис. 2.



*Рис. 2. Вид главного зала Центра управления полетом разгонного блока в РКК «Энергия»*

В силу отмеченных выше особенностей схемы полета РКН по программе «Морской старт» учитывалось, что распределение функций контроля и управления между СКС и ЦУП РБ отличается от распределения этих функций между станциями слежения и ЦУП по другим программам.

Группа АСУП РБ и оперативная группа управления (ОГУ) в ее составе имеют существенно большую автономность [2].

В частности, было определено, что выдача радиокоманд на борт РБ при парировании возможных нештатных ситуаций осуществляется на СКС без предварительного доклада в ЦУП. После выдачи, при необходимости, радиокоманд на борт РБ по выходу из возникших нештатных ситуаций ОГУ информирует ЦУП о предпринятых мерах.

Отличным от других программ является и распределение ответственности между СКС и ЦУП РБ по управлению средствами сбора информации и связи. Группа АСУП РБ на СКС определяет циклограмму сбора полетной информации и координирует работу всех средств в схеме связи *SL*, т. е. является ответственной за всю схему обмена данными между СКС и ЦУП, в т. ч. при работе средств системы *TDRSS*, по всем участкам активного полета РБ, включая выведение КА на целевую орбиту и его отделение.

## 2. Передача информации через внешние каналы связи

При проектировании стартовых систем, удаленных от населенных и коммуникационно насыщенных районов Земли, характерным примером которых является «Морской старт», необходимо было решить проблемы обмена информацией по подготовке и полету РКН и создания системы внешней связи.

При сборе и анализе информации по подготовке и пуску РКН необходимо было обеспечить связь с наземной «метрополией» (т. е. с предприятиями, разработавшими элементы ракетно-космического комплекса и наземного оборудования программы «Морской старт») как в процессе подготовки к полету и предстартовой подготовке, так и при обмене телеметрической, командной, траекторной и телевизионной информацией в полете ракеты космического назначения.

При построении внешней схемы связи *SL* нужно было иметь в виду, что при нахождении СКС и СП в Базовом порту информационный обмен с внешними абонентами может осуществляться как подключением к наземным каналам связи, так и через систему спутниковой связи. При уходе СКС и СП в океан единственным каналом связи с внешними абонентами остается спутниковая связь (не считая, конечно, имеющихся в составе морского сегмента на СКС и СП штатных коротковолновых радиосредств, а также связи через СР *Inmarsat*).

Схема внешней связи *SL* была первоначально построена на базе существующих спутниковых коммуникаций международного консорциума *IntelSat* и спутниковой системы *TDRSS*, находящейся в ведении *NASA*. Схема образовывалась путем аренды компанией *SL*

необходимого связного ресурса СР и согласования времени задействования узлов связи систем *IntelSat* и *TDRSS*. Схема внешней связи *SL* была спроектирована и организована специалистами фирмы *Boeing*, работающими в *SLC*, при согласовании с РКК «Энергия» [2].

Эта схема включала в себя:

- три СР *IntelSat* на геостационарной орбите (ГСО) для передачи данных между СКС (через станцию спутниковой связи на СКС) и потребителями в США (БП, фирма *Boeing* в Сиэтле, разработчики полезной нагрузки), в России (РКК «Энергия») и Украине (КБ «Южное»);
- три привлекаемых СР системы *TDRSS* на ГСО для передачи телеметрии с РКН на всех участках полета, в т. ч. вне зоны видимости СКС и российских станций слежения;
- восемь узлов связи (один на СКС, один на СП, два в США, два в Норвегии, один в России и один на Украине);

• СР «Ямал» для передачи принятой телеметрии на российской станции слежения (площадка 254 космодрома Байконур) в РКК «Энергия».

Функции узлов связи (УС) США в схеме внешней связи *SL* были определены следующими:

- УС на СКС и СП, оборудованные коммутационной аппаратурой и однотипными станциями спутниковой связи, обеспечивают обмен всеми видами информации между СКС (СП) и БП через СР *IntelSat* на долготе 180° з.д.;
- УС «Брюстер» в США является координационным узлом всей схемы внешней связи *SL*, а также осуществляет прием телеметрической информации по РКН из УС «Белые пески»;
- УС «Белые пески» в США взаимодействует с территориально совмещенным центром управления системы *TDRSS* и обеспечивает прием телеметрии с РКН и БПГ и ее трансляцию в УС «Брюстер»;

Три СР *TDRSS*, привлекаемых к обмену данными с РКН (с зоной видимости каждого  $\sim \pm 65^\circ$  по долготе на экваторе), выбираются и арендуются оперативно, по согласованию с *NASA*, перед каждой миссией из числа пяти действующих СР *TDRSS*, расположенных на ГСО в следующих точках по долготе:

- над Тихим океаном — СР *F5* ( $174^\circ$  з.д.) и СР *F7* ( $171^\circ$  з.д.);
- над Атлантическим океаном — СР *F6* ( $47^\circ$  з.д.) и СР *F4* ( $41^\circ$  з.д.);
- над Индийским океаном — СР *F3* ( $275^\circ$  з.д.).

При этом для большинства «стандартных» траекторий выведения КА на геопереходную орбиту по программе «Морской старт», эти СР обеспечивают:

- СР *F7* (или *F5*) — передачу телеметрии с РКН на активном участке выведения на промежуточную орбиту и при первом запуске РБ;

- СР F6 (или F4) — передачу телеметрии по второму запуску РБ и по отделению КА;
- СР F3 — передачу телеметрии с БПГ в режиме воспроизведения запомненной телеметрической информации (в т. ч. по участкам второго включения РБ и отделения КА).

Информация с СР F7 (F5) и F6 (F4) поступает непосредственно на антенны УС «Белые пески» в США, а телеметрия, передаваемая через СР F3, поступает в «Белые пески» через промежуточный ретрансляционный пункт США на о. Гуам.

Такая сложная система внешней связи *SL* потребовала большого объема «долетной» отработки и предпусковых испытаний. Кроме этого, эта схема внешней связи, из-за обмена информацией с потребителями в России и Украине через три СР *IntelSat* и нескольких промежуточных УС, обладала высокой стоимостью каналов связи и относительно большой физической «задержкой» при передаче данных в масштабе реального времени (до 0,6 с при передаче через три СР *IntelSat*).

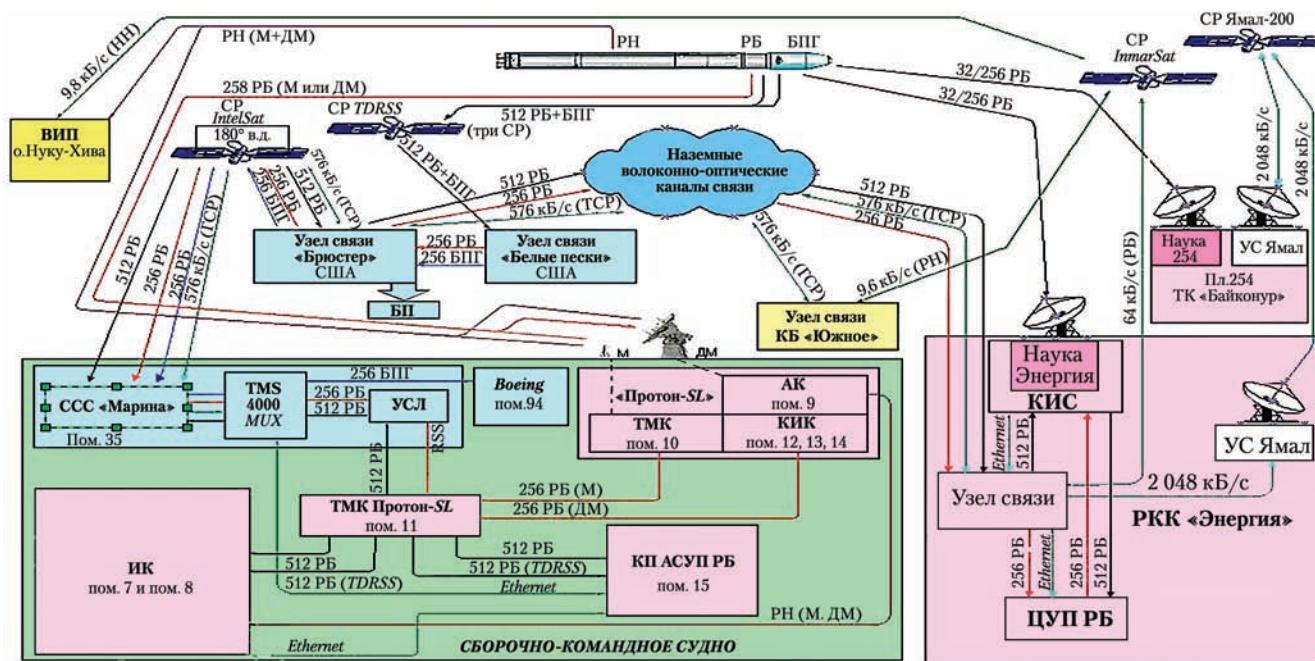
Поэтому в конце 2003 г., после пуска № 12, была начата проработка новой схемы внешней связи, с заменой спутниковых каналов с европейскими абонентами на наземные оптоволоконные. В такой схеме данные из УС США «Брюстер» поступают сначала на восточный УС США, а затем по подводному кабелю в Лондон и далее — в Москву (РКК «Энергия» и ЦУП РБ) и Днепропетровск (КБ «Южное»).

Отладка новой схемы связи была осуществлена в мае-июне 2004 г. Уже с миссии № 14 (КА *Telstar-18*) новая схема связи стала основной для обмена данными с Москвой, а с миссии № 15 (КА *XMR-3*) — для обмена данными и с Днепропетровском.

Новая схема сняла проблему задержек при передаче данных в масштабе реального времени и существенно упростила организацию работ при снижении стоимости каналов.

Кроме перехода на новую схему внешней связи следует отметить, что в 2004 г. КБ «Южное» был введен в строй выносной измерительный пункт (ВИП) приема телеметрии на Маркизских островах (о. Нуку-Хива) по трассе выведения РКН «Зенит-3SL». Зона видимости с этого пункта позволяет принимать телеметрию с ракеты примерно с 350 с ее полета до окончания работы РН и через СР *Inmarsat* транслировать эту телеметрию в КБ «Южное» и РКК «Энергия». Использование ВИП позволило начиная с миссии № 14 не устанавливать на ракете автономный передатчик *TDRSS* и не использовать СР системы *TDRSS* для передачи телеметрии с РН. Это также упростило организационную и техническую схему привлечения *TDRSS* и снизило стоимость ее применения.

Новая, ныне существующая, схема внешней связи *SL* приведена на рис. 3.



**Рис. 3. Схема внешней связи комплекса «Морской старт» по обмену данными с ракетой космического назначения и внешними абонентами (начиная с миссии № 14)**

Примечание. TMS 4000 — мультиплексный коммутатор ATM в составе аппаратуры *Boeing*; УСЛ — устройство связи логическое для взаимодействия станции спутниковой связи с ТМК «Протон-SL»; *Boeing* — помещение обработки телеметрии с КА; «Протон-SL» — средства обмена и обработки информации с РКН в составе АСУП РБ (см. также раздел 3, рис. 4); Пл. 254 ТК Байконур (со станцией Наука-254) — станция слежения НКУ; КИС (с приемной станцией Наука Энергия) — контрольно-испытательная станция РКК «Энергия»; 512 (256), РБ (БПГ), ... — каналы обмена информацией в схеме связи *SL*; пом. 7, 8, ... — помещения на сборочно-командном судне по размещению средств АСУП РБ и ИК.

### 3. Назначение и состав автоматизированной системы управления полетом разгонного блока

Создание совокупности информационных систем комплекса «Морской старт» в рамках АСУП позволило:

- организовать на современном уровне автоматизированный обмен данными между элементами АСУП и смежными системами, в т. ч. с системой внешних связей *SL*;
- создать единые средства приема телеметрии с РКН для АСУП и ИК, сократить численность персонала обслуживания;
- повысить надежность функционирования и оперативность управления средствами информационного обмена с РКН, особенно в нештатных ситуациях.

Следует отметить, что функциональное объединение информационных средств СКС в АСУП не полностью отражает функции этих средств: элементы АСУП используются не только во время полетов, средства и персонал телеметрического комплекса, входящего в АСУП, участвуют во всем цикле автономных и комплексных испытаний РКН в БП и на старте. Персонал командного пункта АСУП активно участвует в выборе взаимного стартового положения СКС и СП, а также их перемещений при испытаниях (в зависимости от ветра, течения, состояния аппаратуры и антенн на СКС и СП).

Положение СКС и СП при старте с допусками на позиционирование показано на рис. 4.

В состав АСУП РБ при ее проектировании, монтаже на СКС и эксплуатации в полетах, исходя из изложенных выше задач АСУП, вошли следующие средства [2]:

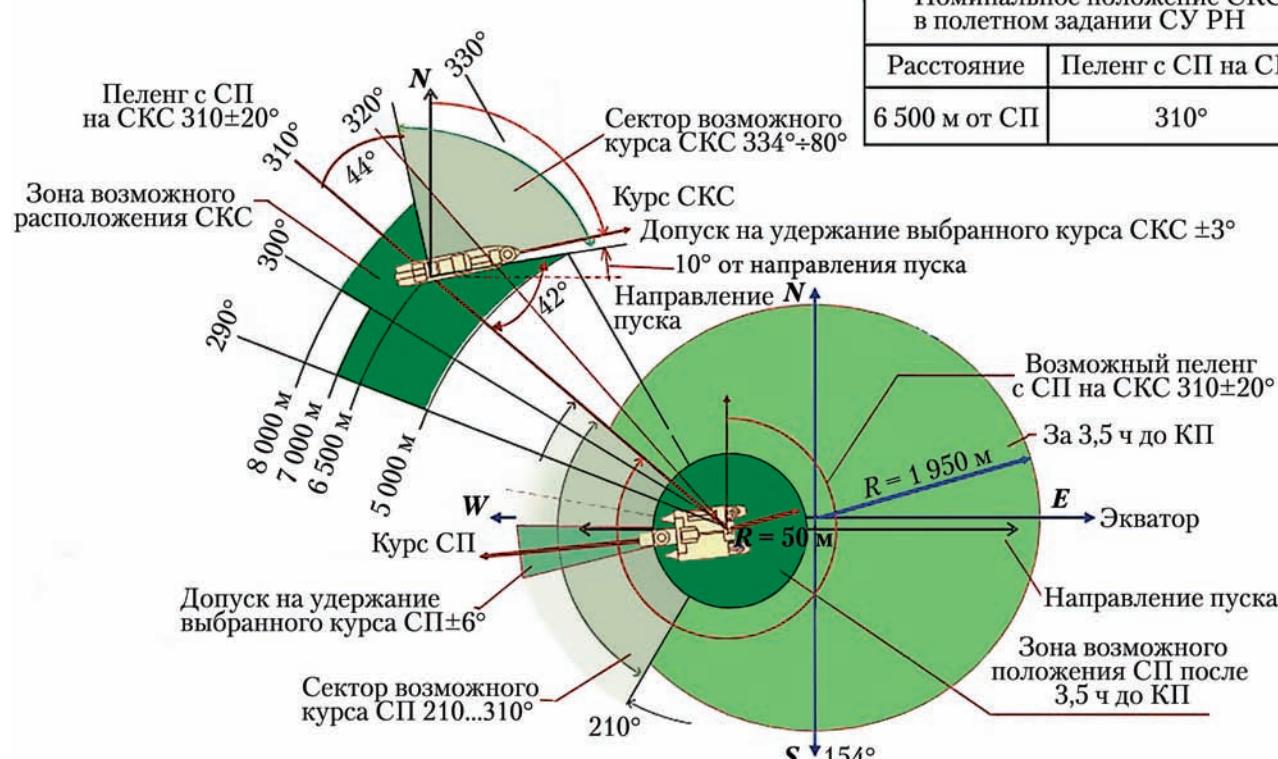
- плавучий командно-измерительный комплекс (ПКИК) «Протон-SL»;
- станция спутниковой связи (ССС) «Марина» (до июля 2000 г.);
- единая система управления антennами (ЕСУА);
- командный пункт (КП).

Структурная схема АСУП РБ приведена на рис. 5.

ПКИК «Протон-SL» предназначен для приема и регистрации телеметрии с РБ, приема и передачи в ИК телеметрии РКН, проведения траекторных измерений по РБ, передачу на РБ командной информации.

ЕСУА предназначена для передачи на антенный комплекс «Протон-SL» программ наведения на РБ и компенсационных поправок на качку СКС, получаемых из навигационной системы СКС.

КП предназначен для обработки и отображения телеметрической информации РБ, отображения траекторной информации РН и РБ, подготовки командной информации для выдачи ее на РБ, контроля и управления всеми средствами АСУП РБ на СКС.



**Рис. 4. Схема взаимного расположения сборочно-командного судна и стартовой платформы при старте**

Примечание. СУ РН – система управления ракеты-носителя; СП – стартовая платформа; СКС – сборочно-командное судно.

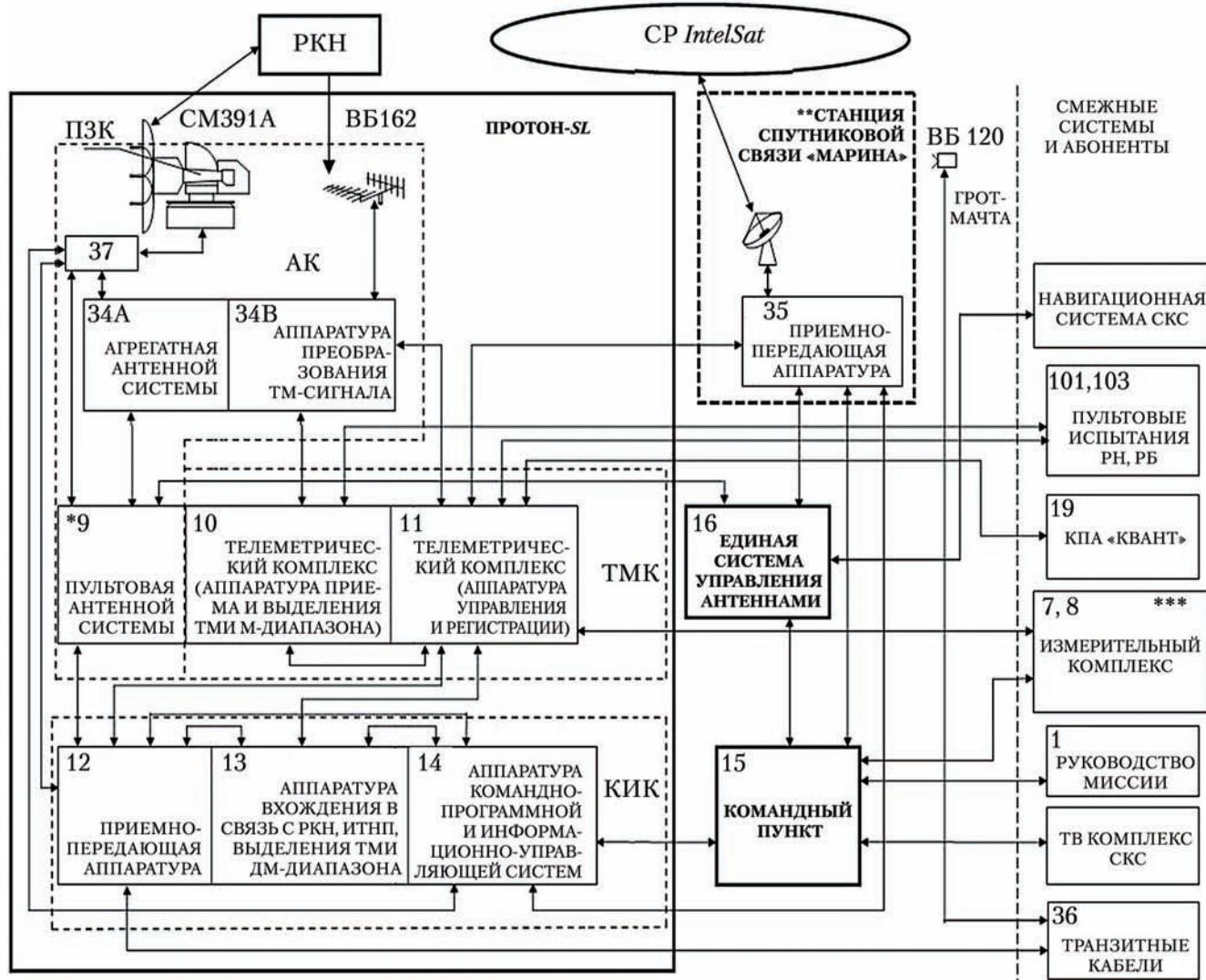


Рис. 5. Структурная схема средств автоматизированной системы управления полетом разгонного блока на сборочно-командном судне

Примечание. \* — цифрами указаны номера помещений на СКС; \*\* — входила в состав автоматизированной системы управления полетом разгонного блока (АСУП РБ) до июля 2000 г.; \*\*\* — с 2006 г. из состава измерительного комплекса в АСУП РБ переведены: станция приема телеметрии ракеты-носителя на сборочно-командное судно и система сбора и передачи информации о состоянии конструкций и систем стартовой платформы.

ССС «Марина» (в составе трехступенчатой антенной системы с гидроприводами и антенны диаметром 4 м, приемно-передающих устройств С-диапазона 4/6 ГГц и средств управления) предназначена для обмена всеми видами информации между СКС и внешними абонентами через CP IntelSat. При обмене информацией через ССС все виды информации мультиплексируются коммутатором ATM (Asynchronous Transfer Mode) и передаются абонентам в едином цифровом потоке со скоростью 5 120 Кбит/с. С июля 2000 г. (на миссии № 4), по совместному решению, станция спутниковой связи на СКС была передана на эксплуатацию специалистам Boeing и выведена из состава АСУП РБ.

Все основное оборудование АСУП РБ (в первую очередь — вычислительные средства) запитывается от корабельной электросети через источники бесперебойного питания.

### 3.1. Плавучий командно-измерительный комплекс «Протон-SL»

Плавучий командно-измерительный комплекс (ПКИК) «Протон-SL» в составе АСУП РБ предназначен для информационного обмена с РБ ДМ-SL и приема телеметрии РН при наземных испытаниях РКН на СП, комплексных испытаниях на СП и в полете РБ на целевой (переходной) орбите, при удалении от СКС до 36 000 км, а также для возможности информационного обмена с РБ на ГСО.

ПКИК «Протон-SL» образуют следующие средства:

- антенный комплекс (АК) ПКИК «Протон-SL» (рис. 6) в составе:
  - две приемные антенны метрового диапазона ВБ162 типа «волновой канал», с экви-

валентным диаметром 1,3 м и шириной диаграммы направленности  $\pm 30^\circ$  каждая, с ручной установкой требуемого направления приема радиосигнала;

– большая антенная установка (АУ) СМ391А дециметрового диапазона (единая для приемного и передающего тракта командно-измерительного комплекса (КИК) ПКИК «Протон-SL») общей массой около 90 т. АУ имеет трехступенчатый электросиловой привод опорно-поворотного устройства (угловые скорости до  $10^\circ/\text{с}$  по всем осям) и четыре параболических зеркала диаметром 6 м с отдельными облучателями, объединенными в единую конструкцию диаметром  $\sim 12$  м. Ширина диаграммы направленности этой антенны составляет  $\pm 1,2^\circ$ ;

– две малонаправленные приемно-передающие антенны дециметрового диапазона, жестко установленные на краях антенны СМ391А, предназначенные для связи с РКН на близких расстояниях (в зоне старта), с шириной диаграммы направленности каждой антенны  $\pm 30^\circ$ ;

– система управления антенн (СУА) АК в составе специальной аналоговой аппаратуры (устройство программного наведения и пульт ручного управления АУ СМ391А) и две ПЭВМ (дублирование) по выработке сигналов управления для АУ и связи с ЕСУА;



*Рис. 6. Внешний вид антennы ВБ162 и АУ СМ391А на верхней палубе сборочно-командного судна*

- командно-измерительный комплекс «Протон-SL» в составе:

- аппаратура приемно-передающего тракта дециметрового диапазона. Мощность СВЧ-сигнала на выходе передающего тракта КИК находится в пределах 8...80 Вт. Коэффициент усиления малошумящего усилителя (МШУ) приемного тракта КИК составляет не менее 30 Дб. Аппаратура приемно-передающего тракта совместно с АУ обеспечивает добротность антенны на частоте приема не менее 10 Дб/К, коэффициент усиления антенны АУ на передачу составляет не менее 29 Дб;

- аппаратура вхождения в связь по несущей частоте, выделения телеметрической информации и проведения траекторных измерений ( дальности до РБ –  $D$  и радиальной скорости –  $\dot{D}$ );

- командно-программная система (КПС), образуемая аппаратурой формирования и выдачи радиокоманд (РК) и двумя ПЭВМ (дублирование) с программным обеспечением подготовки и записи РК;

- информационно-управляющая система (ИУС), образуемая устройствами сопряжения с техническими средствами КИК и двумя ПЭВМ (дублирование) с программным обеспечением контроля и управления КИК «Протон-SL». ИУС обеспечивает автоматизированное управление элементами КИК, а также автоматический контроль всей «внутренней» телеметрии КИК с частотой один раз в секунду;

- телеметрический комплекс (ТМК) «Протон-SL» в составе:

- радиоприемная аппаратура, принимающая телеметрию РБ с антенны метрового диапазона ВБ162;

- аппаратура синхронизации и обработки телеметрии РБ в составе трех специализированных комплектов аппаратуры и двух ПЭВМ с программным обеспечением. На ПЭВМ осуществляется обработка телеметрии ДМ-диапазона, поступающей с радиоприемной аппаратуры КИК «Протон-SL», и телеметрии, принимаемой через систему TDRSS и поступающей со станции спутниковой связи СКС. В аппаратуре синхронизации обеспечивается контроль всей поступающей телеметрии в масштабе реального времени и ее запись на магнитные носители;

- аппаратура согласования и связи со станцией спутниковой связи СКС.

Приведенный аппаратный состав ПКИК «Протон-SL» обеспечивает:

- одновременный прием телеметрии с РБ (256 Кбит/с или 32 Кбит/с) и РН ( $2 \times 256$  Кбит/с) в М-диапазоне радиоволн на частотах 166, 211 и 219 МГц соответственно. Дальность приема

телеметрии РБ в М-диапазоне — не менее 1 500 км (практически до «нулевой» зоны видимости РКН с СКС) при вероятности ошибки принятого единичного бита информации не более  $10^{-4}$ ;

- одновременный прием телеметрии с РБ (256 Кбит/с или 32 Кбит/с) и РН ( $2 \times 256$  Кбит/с) в ДМ-диапазоне радиоволн на частотах 923, 1 010 и 1 018 МГц соответственно. Дальность приема телеметрии РН — практически до «нулевой» зоны видимости СКС. Дальность приема телеметрии РБ — до ГСО. Вероятность ошибки принятого единичного бита информации не более  $10^{-4}$ ;

- прием, контроль и запись телеметрии РБ производится непосредственно в ТМК «Протон-SL», а телеметрия РН передается для обработки и записи в ИК;

- выдачу на РБ радиокоманд в ДМ-диапазоне радиоволн: 769 МГц — линия выдачи РК Земля—Борт, 923 МГц — линия Борт—Земля (квитирование). Темп выдачи радиокоманд с КПС КИК в автоматическом режиме (с предварительной записью в память КПС до 1 024 слов КПИ) — 10 РК в секунду, в ручном режиме — одна РК в 10 с. Дальность выдачи и квтирования радиокоманд соответствует ГСО. Вероятность непрохождения радиокоманды не более  $10^{-4}$ , прохождения ложной команды не более  $10^{-8}$ . Выдача радиокоманд предназначена для управления режимами и резервом аппаратуры бортового радиотехнического комплекса (БРТК) РБ;

- измерение траекторных параметров движения центра масс РБ ( дальности  $D$  и радиальной скорости  $\dot{D}$  РБ) в ДМ-диапазоне радиоволн: 769 МГц — запросная линия Земля—Борт, 923 МГц — ответная линия Борт—Земля. Частота измерений  $D$  и  $\dot{D}$  — один раз в секунду.

Аппаратные ошибки измерения  $D$  и  $\dot{D}$  на дальности до РБ на ГСО удовлетворяют следующим требованиям: систематическая и среднеквадратичная составляющие погрешности измерений (с учетом условий распространения радиоволн, качки и дрейфа СКС, погрешности калибровки аппаратуры):

- по  $D$  — не более  $\pm 10$  м;
- по  $\dot{D}$  — не более  $\pm 0,1$  м/с.

В соответствии с решаемыми задачами ПКИК «Протон-SL» работает в следующих режимах:

- режим приема телеметрии в М-диапазоне, при котором задействуются антенна ВБ162, высокочастотная, низкочастотная, контрольная и регистрирующая аппаратура ТМК «Протон-SL»;

- режим приема телеметрии в ДМ-диапазоне, при котором задействуются АУ

СМ391А, аппаратура приемного тракта КИК «Протон-SL» и аппаратура выделения сигнала телеметрии с передачей выделенной телеметрии для последующей обработки и регистрации (записи) в ТМК «Протон-SL»;

- режим выдачи радиокоманд, в котором задействуются АУ СМ391А, КПС, передающий и приемный тракт КИК. В автоматизированном режиме командная информация предварительно вводится в оперативное запоминающее устройство КПС, откуда автоматически в заданные моменты времени выдается на модулятор передатчика КИК. В ручном режиме набор и выдача командной информации производятся оператором на ПЭВМ КПС. Стандартно используемый режим выдачи радиокоманд — автоматический. Ручной режим может быть использован в нештатных ситуациях;

- режим траекторных измерений, в котором задействуются АУ СМ391А, аппаратура вхождения в связь и траекторных измерений, передающий и приемный тракты КИК. Отсчеты измеряемых параметров передаются в ИУС для последующей обработки (в реальном масштабе времени) и учета качки и дрейфа СКС с использованием данных из ЕСУА;

- при совместном функционировании АК с радиоприемным трактом используются режимы:

- программного наведения на расчетную траекторию движения РКН;

- автосопровождения по ответному сигналу с РБ;

- автокоррекции программы по сигналам канала автосопровождения;

- программного поиска РБ.

Все эти режимы обеспечиваются с компенсацией качки СКС, информация о которой поступает в систему управления АК через ЕСУА.

Режим автосопровождения в АК реализуется путем обработки сигналов с четырех МШУ радиоприемного тракта, каждый из которых работает с одним из четырех зеркал АУ.

Режим автокоррекции программы наведения реализуется в АК «Протон-SL» путем суммирования в системе управления антенн АК сигналов программного наведения и сигналов автосопровождения.

Программный поиск РБ осуществляется путем спирального сканирования АУ с запоминанием времени положения антенны, соответствующего максимальному уровню принимаемого сигнала с РБ. Имеется возможность смены шага спирали и скорости сканирования при средних величинах шага  $\sim 1,5^\circ$  и скорости  $\sim 2^\circ/\text{с}$ .

Программное обеспечение ИУС командно-измерительного комплекса позволяет оперативно менять режимы управления АК.

Типовая циклограмма управления АК выглядит следующим образом: от старта РКН до ~60 с полета используется программное наведение, затем осуществляется переход на режим программного наведения с автокоррекцией с возвратом на режим программного наведения с ~300 с полета РКН (на малых углах места).

В нештатных ситуациях, для гарантированного получения телеметрии РКН, возможен оперативный (в течение нескольких секунд) переход на режим АС или программного поиска.

Контрольно-проверочная аппаратура (КПА) ПКИК «Протон-SL» предназначена для оперативной проверки работоспособности КИК совместно с АК и ТМК как в процессе подготовки в БП, так и в плавании и стартовых условиях. Приборы КПА размещаются в приемо-передающем тракте КИК «Протон-SL», на гирот-мачте СКС (радиомаяк ВБ120) и на береговой вышке в БП.

Для комплексной проверки параметров ПКИК «Протон-SL» совместно с ЕСУА и КП АСУП РБ использовались сеансы связи с наведением на Солнце и сеансы связи с транспортными и грузовыми кораблями в составе орбитальных станций «Мир» и МКС, у которых БРТК близок по составу и аналогичен по структуре сигналов БРТК разгонных блоков ДМ-SL.

### 3.2. Единая система управления антеннами

ЕСУА в составе АСУП РБ предназначена для управления наведением антенной установки СМ 391А, входящей в состав АК «Протон-SL». В состав ЕСУА входят следующие аппаратные средства:

- две ПЭВМ (дублирование) с внешними элементами (принтер, CD-ROM, накопитель на гибком магнитном диске) и программно-математическое обеспечение;
- сетевые средства (плата Ethernet NE2000);
- средства внешней связи.

В соответствии с назначением ЕСУА выполняет следующие основные задачи:

- получение с КП АСУП РБ исходных данных по предстоящему сеансу связи;
- непрерывное (по согласованным протоколам) получение от навигационной системы СКС (*Seapath 200*) координат корабля (широта, долгота, высота), параметров качки (крен, дифферент) и курса корабля. Навигационная система СКС передает в ЕСУА координаты корабля с погрешностью не более ±10 м, а угловые параметры качки – не более ±30";
- автоматизированное формирование и передача в систему управления АК координат СКС, программы наведения антенны СМ 391А, параметров качки и курса СКС. Программа

наведения АК передается в СУА однократно, частота обмена данными по координатам и параметрам качки СКС – 5 Гц;

- расчет скоростей перемещения центра масс СКС при волнении и качке и передача этих данных в ИУС КИК «Протон-SL» для учета в качестве поправок при расчете траекторных параметров движения РБ. Частота обмена данными с ИУС по скоростям перемещения СКС – 1 Гц.

### 3.3. Командный пункт АСУП РБ и сопряжение со смежными системами

Командный пункт АСУП РБ на СКС является центральной составной частью АСУП РБ и предназначен для решения следующих задач:

- планирование работы всех средств АСУП РБ на СКС;
- общий контроль и управление средствами АСУП РБ;
- обработка и оперативный анализ телеметрической информации по РБ (в т. ч. ведение репортажа о полете РБ – для руководства полетом на СКС и внешних абонентов);
- обработка и отображение баллистических (траекторных) параметров движения РКН и РБ;
- баллистико-навигационное обеспечение в нештатных ситуациях полета РКН;
- подготовка и реализация командного управления радиотехническими средствами РБ на этапах предстартовой подготовки и в полете (в штатных и нештатных ситуациях);
- информационное взаимодействие (передача данных по согласованным протоколам) с системой обеспечения информацией миссии (СОИМ);
- взаимодействие с группой внешней связи SL и контроль обмена информацией по схеме внешней связи.

Решение перечисленных задач КП обеспечивает следующий аппаратный состав его средств:

- четыре сервера, в т. ч.:
  - сервер обмена с внутренними абонентами СКС (база данных КП);
  - сервер отображения информации на КП;
  - сервер обмена с внешними абонентами СКС (FTP);
  - резервный сервер;
- пять X-терминалов для автоматизированных рабочих мест (АРМ) персонала КП, устанавливаемых, в т. ч., на АРМ:
  - Xt-1 – руководителя КП;
  - Xt-2 – оператора системы сбора и передачи данных;

- *Xt-3* – оператора обмена командной информацией с РБ;
- *Xt-4* – оператора планирования работы средств АСУП РБ;
- *Xt-5* – оператора контроля работы радиосредств АСУП РБ;
- семь ПЭВМ, самостоятельно решающих отдельные задачи КП, в т. ч.:
  - две ПЭВМ, решающие задачи баллистического обеспечения;
  - две ПЭВМ (дублирование) обработки телеметрии РБ, выдающие ТМИ РБ в сервер обмена для передачи в СОИМ (выборочная телеметрия РН для СОИМ поступает на сервер обмена из ИК);
  - ПЭВМ технического контроля и обслуживания вычислительных средств КП;
  - ПЭВМ приема и обработки сокращенных потоков ТМИ РБ из ЦУП;

– ПЭВМ для связи с РКК «Энергия» по *FTP*-каналу через сервер *FTPS* и «офисных» работ на КП;

- коммутационные устройства (коммутатор и два концентратора) для объединения вычислительных средств КП и связи с внешними абонентами;

• маршрутизатор для выхода в сеть «Интернет», в т. ч. для обеспечения резервного канала связи между СКС и РКК «Энергия» (введен в состав КП в конце 2000 г.);

- периферийное оборудование (принтеры, сканеры, стриммер).

Перечисленные вычислительные и сетевые средства образуют информационно-вычислительный комплекс (ИВК) КП АСУП.

Блок-схема ИВК КП АСУП и его взаимодействие с внешними абонентами показаны на рис. 7.

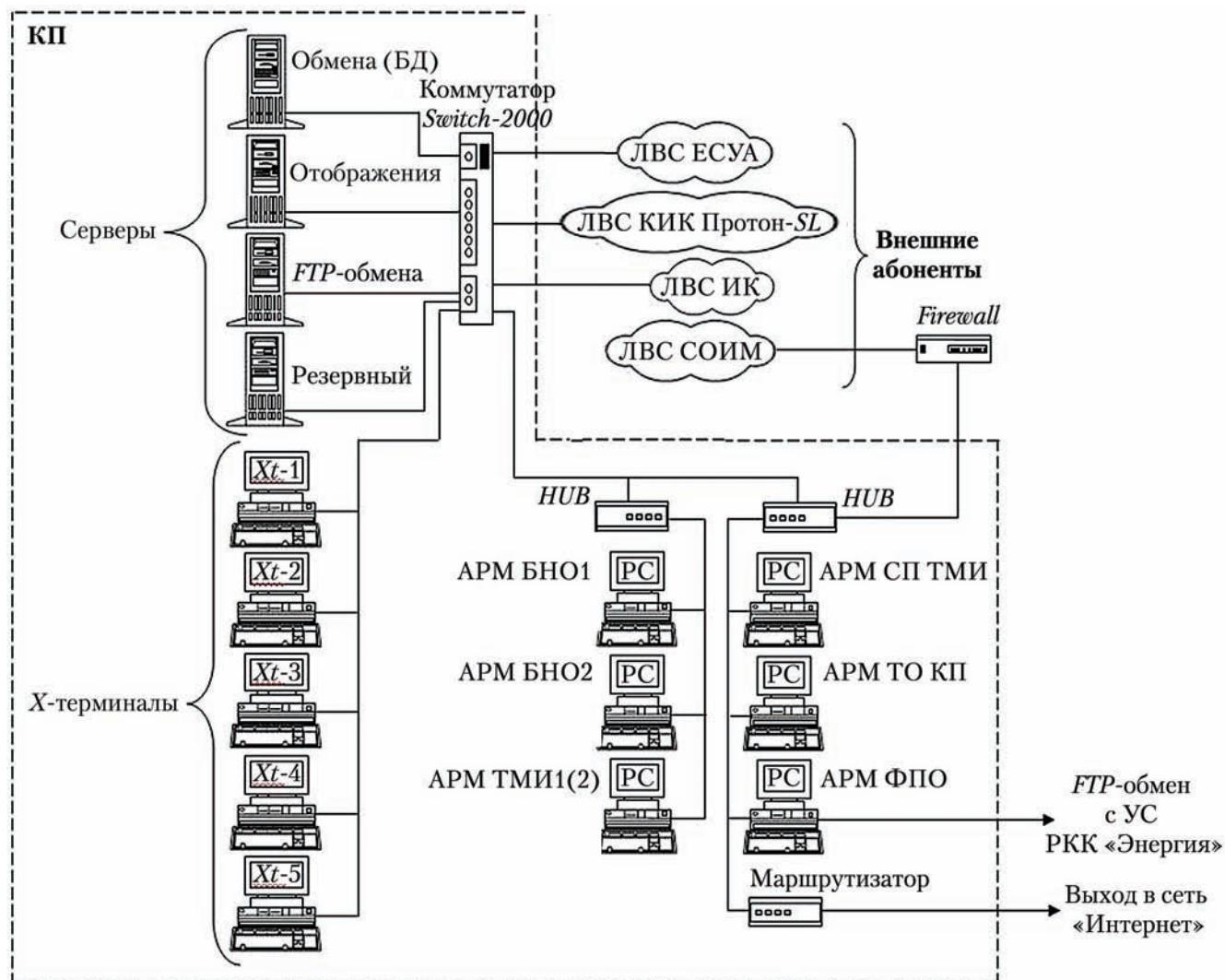


Рис. 7. Блок-схема информационно-вычислительного комплекса командного пункта автоматизированной системы управления разгонным блоком и его взаимодействие с внешними абонентами

Примечание. АРМ – автоматизированное рабочее место; БНО – баллистико-навигационное обеспечение; ТМИ – телеметрическая информация; ФПО – функциональное программное обеспечение; СП ТМИ – сокращенные потоки ТМИ; ТО КП – техническое обслуживание командного пункта; ЛВС – локальная вычислительная сеть; ЕСУА – единая система управления антенными; КИК – командно-измерительный комплекс; СОИМ – система обеспечения информацией миссии.

В составе ИВК КП установлено следующее стандартное общесистемное программное обеспечение:

- сетевая операционная система *HP-UX 10.20.X Runtime*;
- *Microsoft Windows 95* – операционная система ПЭВМ;
- *InterDrive Client (NFS Windows)* клиентская часть ПО ПЭВМ;
- *InterBase 5.5* для *HP-UX* и *Client* для *Windows*;
- *Delphi 5* – интегрированная среда визуальной разработки программного обеспечения для баллистических расчетов;
- *OpenView* для администрирования сети и эмуляции *X*-терминалов на ПЭВМ.

Для решения прикладных задач, возложенных на операторов КП, было разработано и установлено следующее функциональное программное обеспечение (ФПО):

- ФПО обработки телеметрии РБ;
- ФПО баллистического обеспечения;
- ФПО взаимодействия с системой обеспечения информацией миссии;
- ФПО администрирования сети КП;
- ФПО *X*-терминалов персонала КП;
- ФПО приема и отображения сокращенных потоков телеметрии РБ, принятых из ЦУП РБ;
- ФПО *FTP*-обмена (файловый обмен информацией с УС РКК «Энергия»).

#### **4. Сборка и комплексные испытания АСУП и схемы внешней связи *SL***

Монтаж и пуско-наладочные работы подсистем АСУП проходили на СКС при его нахождении в Санкт-Петербурге, на Канонерском судоремонтном заводе (КСЗ) [1, 2].

Радиотехнические средства АСУП разрабатывались в Российском НИИ космического приборостроения (по техзаданию РКК «Энергия») и направлялись на КСЗ для монтажа. Большая антенна ПКИК «Протон-*SL*» собиралась на Ижорском заводе по документации Конструкторского бюро специального машиностроения, а затем также доставлялась для монтажа на КСЗ. Оборудование КП АСУП поставлялось на КСЗ из ЗАО «Информсвязь». Комплексирование ССС «Марина» на СКС осуществлялось специалистами НПО «Радио».

Монтаж и пуско-наладочные работы по АСУП на СКС были выполнены при участии специалистов перечисленных организаций в период с декабря 1997 г. по начало июня 1998 г. при активной поддержке специалистами Канонерского завода.

На переходе СКС из Санкт-Петербурга в БП (12.06.–12.07.98 г.) в реальных условиях плавания была проверена работа антенны «Протон-*SL*» при ее управлении от ЕСУА и корабельной навигационной системы.

Заключительные комплексные испытания средств АСУП РБ на СКС в предпусковой период проходили в БП в период с октября 1998 г. по февраль 1999 г.

При комплексных испытаниях в БП одной из проблем былаработка в условиях внешних радиопомех г. Лос-Анджелеса. Помехи наблюдались практически на всех семи используемых в АСУП РБ частотах для связи с РКН. Частоты телеметрического передатчика РН 1 010 МГц и 1 018 МГц были разрешены к излучению в БП, в порядке исключения, только перед первым пуском. Из-за существенных радиопомех в диапазонах приема телеметрии РБ на частотах 168–923 МГц устойчивый прием телеметрии в проверочных сеансах связи с орбитальной станции «Мир» в БП велся только при углах места  $\geq 10^\circ$ .

Для контрольных комплексных испытаний средств АСУП РБ привлекались корабли «Союз», пристыкованные к орбитальной станции «Мир», бортовые средства которых по передаче телеметрии, траекторным изменениям и командной радиолинии совместимы с аналогичными средствами на РБ ДМ-*SL*. Перед первым пуском по программе «Морской старт» с орбитальной станции «Мир» было осуществлено 23 сеанса связи, в т. ч. 17 сеансов при нахождении СКС в БП и 6 сеансов на ходу СКС, при переходе в точку старта [2].

Большое внимание в БП при подготовке к пуску РКН уделялось отработке схемы связи *SL* и передачи телеметрии через спутниково-трансляторы системы *TDRSS*.

На первом этапе осуществлялась передача телеметрии БПГ по закрытому тракту (без излучения), с имитацией УС «Белые пески» по разделению телеметрии БПГ в аппаратуре фирмы *Boeing* на СКС. Затем телеметрия РБ ДМ-*SL* в структуре *TDRSS* транслировалась на штатную коммутационную аппаратуру ССС.

Для заключительной комплексной наземной отработки схемы связи *SL* по передаче телеметрии через *TDRSS* в БП доставлялся специальный фургон *NASA* с аппаратурой и антенной системой для связи непосредственно с СР *TDRSS*.

Перед уходом СКС и СП в точку старта весь комплекс средств связи и обмена информацией проверялся в БП при «сухом вывозе» РКН с БПГ на стартовую платформу. При этом все средства АСУП РБ и схема внешней связи *SLC*

функционировали при контрольном наборе стартовой готовности РКН аналогично предстартовой циклограмме. Заключительная проверка всех средств связи проводилась на экваторе за день до старта РКН.

В результате большой дополетной работы замечания к средствам обмена информацией с РКН в полетных условиях были минимизированы (и не повлияли на прием и обмен пусковой информацией), а к пуску № 3 были устранены полностью.

При проверках новой схемы внешних связей *SL* (начиная с миссии № 14, в 2004 г.) никаких проблем по обмену информацией практически не возникало.

## Заключение

Аппаратно-программные средства АСУП РБ показали свою эффективность при осуществлении всех пусков по программе «Морской старт». Показала свою эффективность и надежность функционирования схема внешних связей *SL*.

В процессе отработки и эксплуатации системы АСУП РБ удалось существенно повысить эффективность работы средств и обслуживающего персонала при сокращении его численности.

В заключение можно сказать, что идея создания средств контроля и управления полетом по программе «Морской старт» в рамках единой системы АСУП РБ себя оправдала, и ее можно уверенно применять при проектировании и создании аналогичных наземных систем контроля и управления для вновь разрабатываемых космических комплексов.

## Список литературы

1. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева. На рубеже двух веков. 1996-2001 гг. // Королев: РКК «Энергия», 2001.

2. Бродский И.Э., Кравец В.Г. Особенности связи и обмена информацией при пусках КА с «Морского старта» // Полет. 2000 г. № 3.

*Статья поступила в редакцию 20.02.2014 г.*

УДК 629.764.015.05:531.55

**ТРАЕКТОРИЯ ВЫВЕДЕНИЯ,  
СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РАЗГОННОГО БЛОКА  
И ТОЧНОСТЬ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА  
ПО ПРОГРАММЕ «МОРСКОЙ СТАРТ»**

© 2014 г. Гаврелюк О.П., Купцова И.В.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия»)  
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

*Приведено описание схемы и траектории выведения космического аппарата на целевую орбиту ракетой космического назначения «Зенит-3SL» по программе «Морской старт», рассмотрены некоторые аспекты работы системы управления разгонного блока DM-SL, приведена оценка точности выведения.*

**Ключевые слова:** точка старта, траектория выведения, ракета космического назначения, ракета-носитель, разгонный блок, схема полета, система управления, точность выведения.

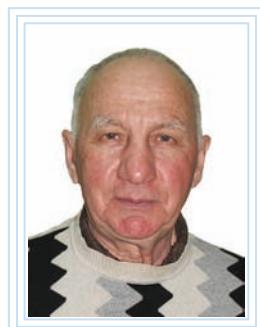
**ASCENT TRAJECTORY,  
UPPER STAGE CONTROL SYSTEM  
AND SPACECRAFT INJECTION ACCURACY  
UNDER SEA LAUNCH PROGRAM**

Gavrelyuk O.P., Kuptsova I.V.

*S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)  
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)*

*The ascent pattern and trajectory of a spacecraft to be launched into a target orbit by Zenit-3SL integrated launch vehicle under the Sea Launch program are described, some aspects of DM-SL upper stage control system operation are reviewed, the injection accuracy assessment is provided.*

**Key words:** launch point, ascent trajectory, integrated launch vehicle, launch vehicle, upper stage, flight pattern, control system, injection accuracy.



ГАВРЕЛЮК О.П.



КУПЦОВА И.В.

ГАВРЕЛЮК Олег Петрович – ведущий инженер-математик РКК «Энергия»,  
e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

GAVRELYUK Oleg Petrovich – Leading mathematical engineer at RSC Energia

КУПЦОВА Ирина Викторовна – инженер РКК «Энергия», e-mail: [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)  
KUPTSOVA Irina Viktorovna – Engineer at RSC Energia

Ракета космического назначения (РКН) «Зенит-3SL», в состав которой входят ракета-носитель (РН) «Зенит-2SL» и разгонный блок (РБ) ДМ-SL, используется в программе «Морской старт» для выведения космического аппарата (КА) на околоземные круговые и эллиптические орбиты, а также – отлетные межпланетные траектории [1].

В настоящей статье анализируется участок полета разгонного блока с описанием некоторых аспектов работы системы управления (СУ) разгонного блока, обеспечивающей выведение космического аппарата на целевую орбиту с высокой точностью по гибким, оптимальным по энергетике, траекториям. Для определенности, не нарушая общности, рассматривается выведение космического аппарата на переходную к геостационарной орбите (ПГСО), которая является типичной для космического аппарата с двигательной установкой, используемой для довыведения на рабочую орбиту.

Оценивается влияние ряда факторов и возмущений на точность выведения космического аппарата.

### Схема и траектория выведения

Схему выведения космического аппарата ракетой космического назначения на переходную к геостационарной орбите можно разбить на два этапа. На первом этапе работой двигателей двух ступеней ракеты-носителя осуществляется выведение орбитального блока (РБ + КА) на незамкнутую промежуточную орбиту, после чего происходит его отделение от ракеты-носителя. На втором этапе первым включением маршевого двигателя (МД) разгонного блока реализуется выведение космического аппарата на опорную орбиту, и вторым включением маршевого двигателя разгонного блока – на переходную к геостационарной орбите.

Для траектории ракеты космического назначения используется указанная схема выведения с организацией выключения двигателей I и II ступеней ракеты-носителя, как правило, по информации об окончании компонентов топлива (ОКТ), на разгонном блоке предусматривается выключение маршевого двигателя, как правило, по функционалу  $F$ .

Выключение двигателей ступеней ракеты-носителя или разгонного блока по ОКТ предполагает увеличение энергетики выведения за счет выжигания гарантийного запаса топлива, но при этом значительно возрастают разбросы параметров орбиты на момент

выключения двигателей. Для проектной оценки энергетики выведения (изменение выводимой массы космического аппарата), погрешности выдерживания краевых условий, изменения точности выведения удобно использовать разброс скорости, который в конце работы каждой ступени ракеты-носителя или разгонного блока при выключении по ОКТ составляет  $\Delta V(\text{OKT}) \approx \pm(50-60)$  м/с.

Разброс скорости при выключении по функционалу значительно меньше и составляет  $\Delta V(F) \approx \pm(1-2)$  м/с. Выключение двигателей ступеней ракеты-носителя по функционалу вводится в случае наличия ограничений по расположению на трассе полета районов падения отработавших блоков ступеней ракеты-носителя, и платой за это является уменьшение выводимой массы космического аппарата. Размеры районов падения указанных блоков при выключении по функционалу меньше, чем при выключении по окончании компонентов топлива.

Схема выведения и параметры целевой орбиты выбираются из условия получения высоких энергетических характеристик ракеты космического назначения с учетом требований и ограничений на параметры движения. Например, одним из таких требований является необходимость увода разгонного блока на орбиту хранения после выведения космического аппарата, в результате чего высота апогея переходной к геостационарной орбиты понижается на 50...70 км, чтобы избежать столкновения со спутниками на геостационарной орбите. Однако, этого с учетом статистических разбросов высот недостаточно. Поэтому РКК «Энергия» для каждой миссии предлагает заказчику понижать расчетную высоту апогея на ~200 км (было принято для ряда проведенных пусков), что вместе с уводом выводит отработавший разгонный блок из рабочего слоя высот геостационарных спутников.

После проектного этапа работ по конкретной миссии проводится расчет номинальной сквозной траектории выведения ракеты космического назначения (участок полета ракеты-носителя и разгонного блока) на заданную орбиту. На базе этой траектории готовятся полетные задания для ракеты-носителя и разгонного блока. Траектория соответствует выведению максимальной массы космического аппарата и отвечает всем требованиям и ограничениям на параметры движения ракеты космического назначения. На рис. 1 показаны основные события и баллистические характеристики для номинальной траектории выведения.

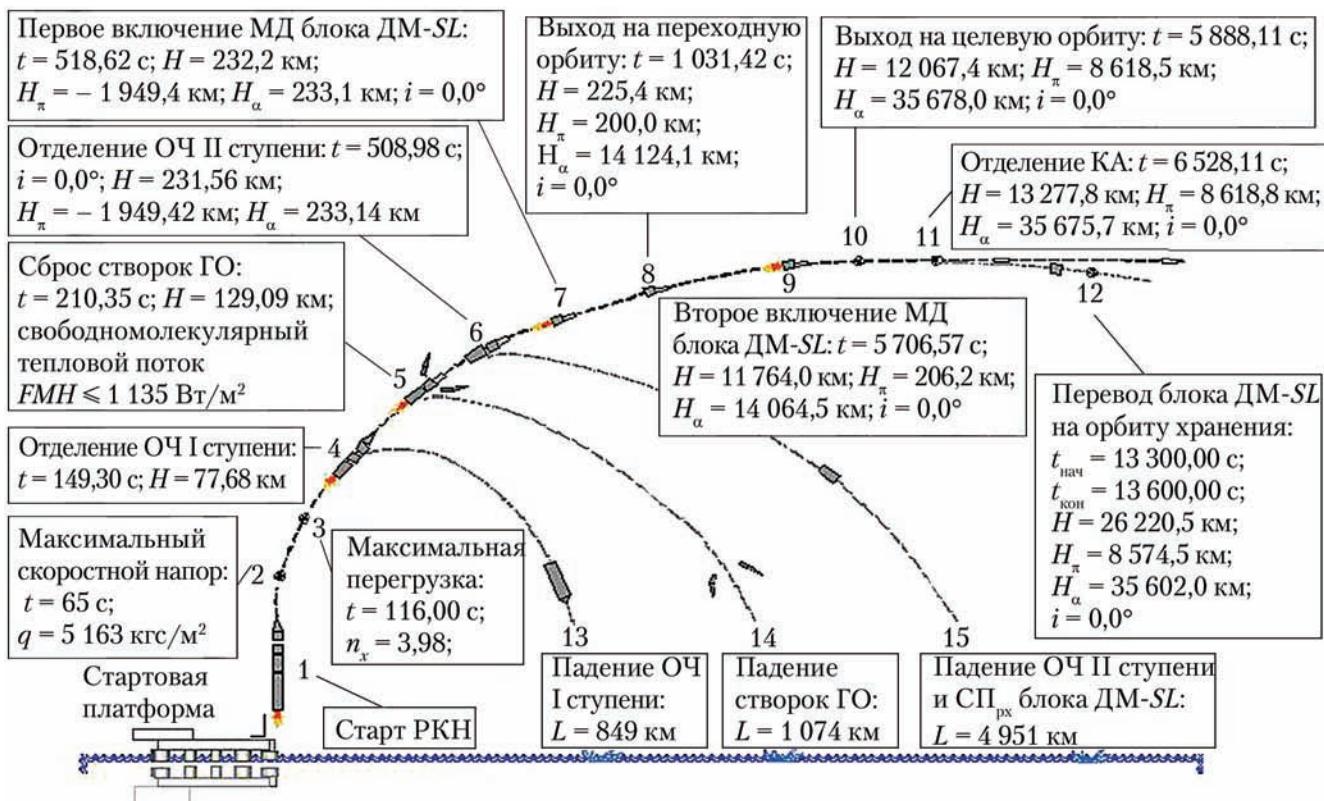


Рис.1. Характерные события для номинальной траектории выводения

Примечание. ОЧ – отделяемая часть конструкции; ГО – головной обтекатель; СП<sub>px</sub> – средний переходник; МД – маршевый двигатель;  $H$  – высота полета;  $H_{\pi}$  – высота перигея;  $H_a$  – высота апогея;  $i$  – наклонение;  $t$  – время полета;  $t_{\text{нач}}$  – время начала перевода РБ на орбиту хранения;  $t_{\text{кон}}$  – время окончания перевода РБ на орбиту хранения;  $L$  – дальность падения от точки старта.

## Система управления РБ и точность выводения КА

СУ РБ решает задачу выводения КА как материальной точки на заданные параметры целевой орбиты и задачу ориентации РБ как материального тела с учетом упругости конструкции и колебания жидкости на активных и пассивных участках движения. СУ РБ является автономной инерциальной системой управления, т. е. не использует внешнюю информацию и строится на базе применения гиростабилизированной платформы (ГСП). Все алгоритмы СУ реализуются в бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ).

Для выявления основных факторов, влияющих на точность выводения КА, рассмотрим некоторые аспекты решения задачи выводения РБ, которое строится по методу терминального наведения.

Принципиальная схема решения задачи выводения РБ приводится на рис. 2.

Из рис. 2 следует, что задача выводения предполагает наличие в СУ РБ блоков навигации и наведения. Указанные задачи решаются в инерциальной геоцентрической начально-стартовой системе координат  $OXYZ$ , которая строится на базе ГСП.

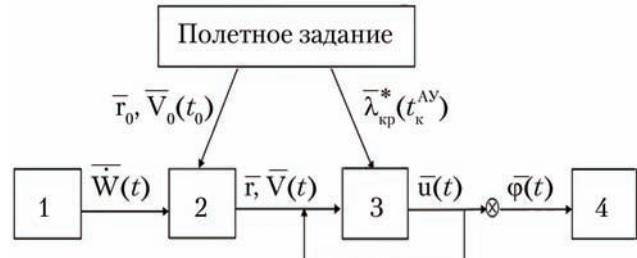


Рис. 2. Схема решения задачи выводения РБ на заданную орбиту: 1 – гиростабилизированная платформа; 2 – блок навигации; 3 – блок наведения; 4 – автомат стабилизации;  $\bar{W}$  – кажущееся ускорение;  $\bar{r}, \bar{V}$  – текущий навигационный вектор;  $\bar{r}_0, \bar{V}_0$  – начальный навигационный вектор;  $\lambda_{\text{кр}}^*$  – краевые условия;  $\bar{u}$  – единичный вектор тяги;  $\bar{\varphi} = (\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z)$  – углы ориентации РБ

## Навигация

В результате решения навигационной задачи определяются координаты и скорость ( $\bar{r}, \bar{V}$ ) в процессе решения системы уравнений:

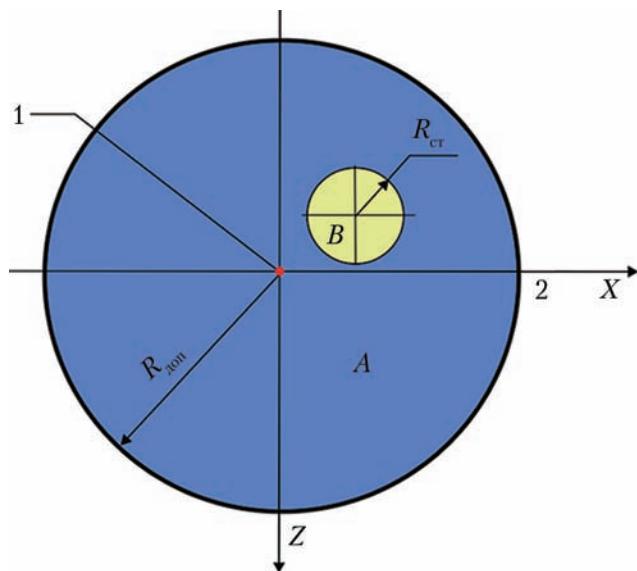
$$\begin{cases} \frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{W}(\bar{P}, \bar{R}_{\text{аэп}}) + \bar{g}(\bar{r}), \\ \frac{d\bar{r}}{dt} = \bar{V}, \end{cases}$$

где  $\bar{W}$  – кажущееся ускорение;  $\bar{g}$  – гравитационное ускорение;  $\bar{P}$  – тяга;  $\bar{R}_{\text{аэп}}$  – аэродинамическая

сила;  $\bar{r}$  — вектор положения, направленный от центра Земли до текущей точки на траектории. Каждущееся ускорение определяется на основе инерциальных измерений акселерометрами, установленными на ГСП. При расчете гравитационного ускорения используется весьма полная модель гравитационного поля Земли (ГПЗ).

В качестве начальных значений навигационного вектора  $(\bar{r}_0, \bar{V}_0)$  берется его расчетное значение на момент старта РКН, принятое для номинальной траектории выведения.

Пуск РКН проводится с плавучей стартовой платформы (СП). За 3,5 ч до старта система позиционирования СП должна поддерживать стартовую позицию в пределах круга радиусом  $R_{ct} = 50$  м (рис. 3, область *B*), расположенного внутри круга радиусом  $R_{don} = 2\,000$  м с центром в расчетной точке старта (рис. 3, область *A*). В настоящее время пуски проводятся из акватории Тихого океана, и географические координаты расчетной точки старта составляют по широте  $0,0^\circ$  и по долготе  $154,0^\circ$  з. д. Введение области *A* связано со сносом СП при неблагоприятных метеоусловиях в районе старта (повышенное волнение, повышенные скорости ветра и подводного течения).



**Рис. 3. Допустимые области положения стартовой платформы (СП) в пусковой конфигурации:** А — допустимая область положения СП ( $R_{don} = 2\,000$  м); В — область стартовой позиции СП ( $R_{ct} = 50$  м); 1 — расчетная точка старта; 2 — направление полета РКН

Примечание. Область *B* располагается в любом месте внутри области *A*.

Точность решения навигационной задачи определяется степенью отличия фактического начального навигационного вектора от расчетного, полнотой модели ГПЗ и инструментальными ошибками (ИО) комплекса командных приборов СУ РБ и напрямую влияет на точность выведения КА.

## Наведение

Система наведения формирует:

- времена включения и выключения двигателей системы обеспечения запуска для создания продольной перегрузки перед включением МД РБ, а также для импульсов увода РБ на орбиту хранения;
- времена запуска и выключения МД РБ;
- программу угловой ориентации РБ на активных участках полета с применением метода терминального наведения.

Процесс терминального наведения сводится к итеративной процедуре определения потребной ориентации вектора тяги ( $\bar{u}$ ) путем решения на борту краевой задачи выведения на заданную орбиту, где  $\bar{u}$  — единичный вектор.

В качестве краевых условий ( $\bar{\lambda}_{kp}^*$ ) используется расчетный навигационный вектор  $(\bar{r}, \bar{V})^*$  на момент окончания активного участка (АУ). На прогнозируемый момент окончания АУ определяются ожидаемые краевые условия  $\bar{\lambda}_{kp} = (\bar{r}, \bar{V})$  и вычисляются невязки краевых условий  $\Delta\bar{\lambda}_{kp} = \bar{\lambda}_{kp} - \bar{\lambda}_{kp}^*$ , на базе которых находится потребная текущая ориентация вектора тяги. Ориентацию вектора тяги удобно задавать в форме направляющих косинусов, что позволяет избежать вырожденных случаев, возможных при описании ориентации в углах Эйлера.

Для поддержания автоматом стабилизации потребной ориентации РБ на АУ проводится пересчет ориентации вектора тяги ( $\bar{u}$ ) к трем углам ориентации РБ (см. рис. 2)  $\bar{\varphi} = (\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z)$ ; где  $\varphi_x$  — угол крена (принимается  $\varphi_x \equiv 0$ );  $\varphi_y$  — угол рыскания;  $\varphi_z$  — угол тангажа.

## Оценка точности выведения

Рассмотренные особенности работы СУ РБ позволяют обозначить факторы, которые оказывают определяющее влияние на точность выведения КА:

- погрешность знания фактического начального навигационного вектора, которая определяется условиями подвижного старта с учетом штатной работы системы позиционирования СП;
- инструментальные ошибки комплекса командных приборов СУ РБ (погрешности акселерометров, погрешность знания скорости ухода гироблоков и пр.);
- разброс импульса последействия МД РБ и вариации приращения скорости после команды на выключение МД РБ, связанной с дискретностью работы БЦВМ.

Суммарная погрешность выведения для контролируемых параметров целевой орбиты (высота перигея, высота апогея, наклонение)

получается геометрическим сложением отдельных составляющих. В столбцах 1, 2, 3 табл. 1 приведены априорные погрешности выведения от каждой из трех групп факторов, указанных выше, ожидаемые суммарные погрешности — в столбце 4, требования заказчика пуска — в столбце 5. Ожидаемая точность выведения должна удовлетворять требованиям заказчика.

Таблица 1

## Погрешности выведения КА

Контролируемый параметр орбиты	Погрешности ( $3\sigma$ )				
	1	2	3	4	5
Высота перигея, км	1,4	5,3	1,4	5,6	25
Высота апогея, км	9,8	56,8	21,0	61,4	105
Наклонение, °	0,00	0,10	0,00	0,10	0,25

Расчеты точности выведения КА проводятся перед каждым пуском РКН.

Информация по точности выведения КА для проведенных пусков РКН «Зенит-3SL» приводится в работе [2] и табл. 2.

Таблица 2

## Данные по точности выведения на момент отделения КА для проведенных пусков РКН

Миссия	Целевая орбита			Отклонения по бортовой навигации *
	Параметры	Расчетные значения	Требуемая точность ( $2,33\sigma$ )	
<i>Galaxy-XIII</i> 01.10.2003	$H_{\pi}$ , км	2 378,801	±10	+0,183
	$H_a$ , км	35 814,249	±105	11,565
	$i$ , °	0	±0,2	0,0003
<i>XMRadio-3</i> 01.03.2005	$H_{\pi}$ , км	2 466,865	±10	+0,088
	$H_a$ , км	35 811,807	±80	+6,744
	$i$ , °	0	±0,2	0
<i>Spaceway-1</i> 16.04.2005	$H_{\pi}$ , км	247,734	±10	0,001
	$H_a$ , км	34 213,273	+80...-1 000	4,104
	$i$ , °	0	±0,2	+0,0001
<i>Telstar-8</i> 23.06.2005	$H_{\pi}$ , км	199,6	±10	+0,055
	$H_a$ , км	35 732,5	±80	+6,528
	$i$ , °	0	±0,2	0
<i>Inmarsat-4</i> 08.11.2005	$H_{\pi}$ , км	307,654	±13	+0,008
	$H_a$ , км	35 879,356	±120	+10,664
	$i$ , °	3,0002	±0,26	0
<i>Echostar-10</i> 16.02.2006	$H_{\pi}$ , км	1 682,664	±10	+0,013
	$H_a$ , км	35 789,939	±80	+10,879
	$i$ , °	0,0001	±0,2	0
<i>JCSat-9</i> 13.04.2006	$H_{\pi}$ , км	1 682,787	±10	-0,025
	$H_a$ , км	35 786,572	±80	0,705
	$i$ , °	0,0001	±0,2	+0,0002
<i>Galaxy-16</i> 18.06.2006	$H_{\pi}$ , км	2 298,178	±10	+0,065
	$H_a$ , км	35 678,752	±80	7,144
	$i$ , °	0	±0,2	+0,0001

## Продолжение таблицы 2

Миссия	Целевая орбита			Отклонения по бортовой навигации *
	Параметры	Расчетные значения	Требуемая точность ( $2,33\sigma$ )	
<i>KoreaSat-5</i> 22.08.2006	$H_{\pi}$ , км	2 923,92	±10	+0,068
	$H_a$ , км	35 658,034	±80	+5,721
	$i$ , °	0	±0,2	+0,0003
<i>XMRadio-4</i> 31.10.2006	$H_{\pi}$ , км	1 236,833	±10	-0,028
	$H_a$ , км	36 124,541	±80	+2,788
	$i$ , °	0,0001	±0,2	+0,0001
<i>Thuraya-D3</i> 15.01.2008	$H_{\pi}$ , км	738,657	±10	-0,005
	$H_a$ , км	35 834,971	±80	+10,537
	$i$ , °	6,201	±0,2	0
<i>DirecTV-11</i> 20.03.2008	$H_{\pi}$ , км	247,872	±10	-0,009
	$H_a$ , км	36 571,204	±80	+3,449
	$i$ , °	0	±0,2	0
<i>Galaxy-18</i> 21.05.2008	$H_{\pi}$ , км	2 548,835	±10	+0,053
	$H_a$ , км	35 661,8	±80	+2,217
	$i$ , °	0	±0,2	+0,0001
<i>Echostar-XI</i> 16.07.2008	$H_{\pi}$ , км	747,672	±10	+0,014
	$H_a$ , км	35 717,05	±80	+7,995
	$i$ , °	0	±0,2	+0,0006
<i>Galaxy-19</i> 24.09.2008	$H_{\pi}$ , км	2 808,84	±10	+0,310
	$H_a$ , км	35 660,099	±80	+8,45
	$i$ , °	0	±0,2	+0,0001
<i>Sicral 1B</i> 20.04.2009	$H_{\pi}$ , км	8 604,767	±20	+0,385
	$H_a$ , км	35 675,711	±80	+5,575
	$i$ , °	0	±0,2	0

Примечание. \* В состав бортовой навигации разгонного блока (РБ) входят текущие значения координат и скорости  $(t, \bar{r}, \bar{V}) = (t, x, y, z, V_x, V_y, V_z)$ , как результат решения навигационной задачи системы управления РБ, по которым на момент отделения космического аппарата определяются параметры орбиты и сравниваются с расчетными.

Данные табл. 2 подтверждают высокую точность выведения КА.

Область A (см. рис. 3) допустимого положения СП в пусковой конфигурации, в принципе, может быть расширена после комплексной проработки, в т. ч. с заказчиком, так как в этом случае увеличиваются погрешности выведения.

Величина отклонения начального навигационного вектора от расчетного зависит от метеоусловий в районе старта и от эффективности работы системы позиционирования по созданию приемлемых параметров СП для обеспечения безопасного старта, нормальной динамики движения и управляемости РКН. В табл. 3 приводятся результаты расчета погрешностей параметров орбиты (высоты перигея  $\Delta H_{\pi}$ , высоты апогея  $\Delta H_a$ , наклонения  $\Delta i$ ) только из-за отклонения начального навигационного вектора  $(\bar{r}_0, \bar{V}_0)$ , где  $\bar{r}_0 = (x_0, y_0, z_0)$ ,  $\bar{V}_0 = (V_{x0}, V_{y0}, V_{z0})$ .

Таблица 3

**Погрешности выведения КА из-за отклонения начального вектора ( $\bar{r}_0, \bar{V}_0$ )**

Отклонение ( $\bar{r}_0, \bar{V}_0$ )	Погрешности		
	$\Delta H_\pi$ , км	$\Delta H_a$ , км	$\Delta i$ , °
$\Delta x_0 = 1$ км	-1,2	-2,7	~0
$\Delta x_0 = -1$ км	1,2	2,7	~0
$\Delta z_0 = \pm 1$ км	~0	~0	$\pm 0,0086$
$\Delta V_{x0} = \pm 1$ м/с	$\pm 3,3$	$\pm 4,7$	~0
$\Delta V_{z0} = \pm 1$ м/с	~0	~0	$\pm 0,006$
$\Delta x_0 = 10$ км	-12,0	-27,0	~0
$\Delta x_0 = -10$ км	12,0	27,0	~0
$\Delta z_0 = \pm 10$ км	~0	~0	$\pm 0,086$
$\Delta V_{x0} = \pm 10$ м/с	$\pm 33$	$\pm 47,0$	~0
$\Delta V_{z0} = \pm 10$ м/с	~0	~0	$\pm 0,06$

*Примечание.* Погрешности выведения для промежуточных отклонений ( $\bar{r}_0, \bar{V}_0$ ) определяются путем линейной интерполяции приведенных значений погрешностей.

Анализ показал, что заметное влияние на точность выведения КА оказывает схема выведения, в частности, взаимное расположение участков включения маршевого двигателя РБ. Это связано с ИО комплекса командных приборов СУ РБ, которые по-разному скаживаются на параметрах орбиты выведения в зависимости от момента второго включения РБ.

Для определенности рассмотрим выведение по схеме с двумя включениями РБ. При первом включении орбитальный блок выводится на опорную, близкую к круговой, орбиту, второе включение проводится в разные моменты полета на опорной орбите. Момент второго включения задается углом  $\delta$  (рис. 4).

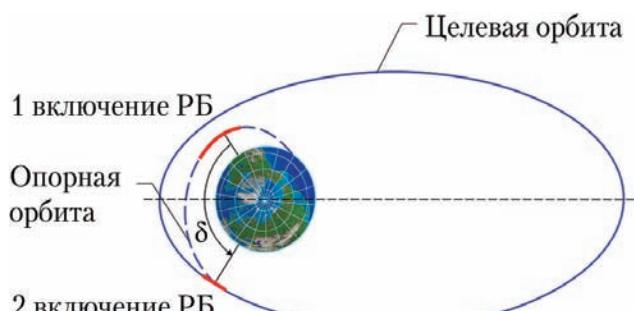


Рис. 4. Взаимное расположение участков включения маршевого двигателя разгонного блока (РБ)

Результаты оценки влияния момента второго включения РБ на точность выведения при прочих равных условиях приводятся в табл. 4 и на рис. 5.

Таблица 4

**Точность выведения КА в зависимости от момента второго включения разгонного блока ( $\delta$ )**

$\delta$ , °	Точность		
	$\Delta H_\pi$ , км	$\Delta H_a$ , км	$\Delta i$ , °
0	5	55	0,15
45	5	42	0,15
90	5	35	0,15
135	5	58	0,15
180	5	96	0,15
225	5	109	0,15
270	5	98	0,15
315	5	88	0,15
360	5	100	0,15

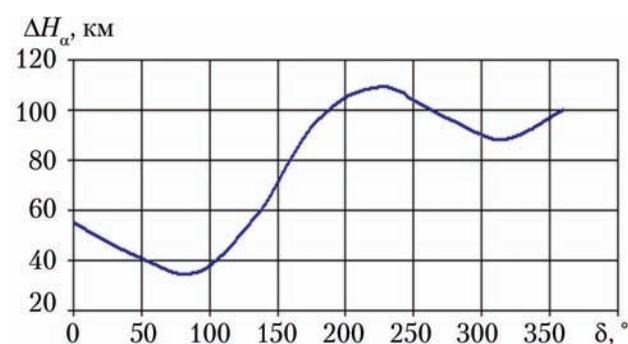


Рис. 5. Точность по высоте апогея в зависимости от момента второго включения разгонного блока ( $\delta$ )

Приведенные результаты (табл. 4, рис. 5) позволяют для указанной схемы выведения отметить:

- имеет место периодическая зависимость точности выведения от момента второго включения РБ;
- минимальное влияние ИО на точность выведения реализуется, когда второе включение РБ отстоит от первого на  $\delta \approx 90^\circ$ .

Таким образом, выбором момента второго включения РБ при расчете номинальной траектории выведения можно влиять на точность выведения КА с учетом требований и ограничений на параметры движения РКН.

### Выводы

Рассмотрено и проанализировано влияние возмущающих факторов и особенностей работы системы управления РБ на точность выведения КА ракетой космического назначения «Зенит-3SL» на целевую орбиту.

Выявлено периодическое влияние момента второго включения РБ на точность выведения КА. Показано, что выбором момента второго

включения РБ при расчете номинальной траектории выведения можно влиять на точность выведения КА с учетом требований и ограничений на параметры движения РКН.

Результаты проведенных пусков РКН «Зенит-3SL» по программе «Морской старт» подтверждают эффективность баллистического обеспечения полета ракеты космического назначения и высокую точность выведения КА на целевые орбиты.

*Авторы выражают благодарность ктн С.А. Зaborскому за полезные обсуждения статьи,*

*Т.И. Верховцевой — за предоставленные материалы по траекториям выведения КА.*

#### **Список литературы**

1. *Sea Launch User's Guide. Rev. D.* WA: Boeing Commercial Space Company, 2008.
2. *Верховцева Т.И., Гаврелюк О.П., Заборский С.А., Мовчан А.А., Панчукаев А.А., Улыбышев Ю.П., Шибаев И.М.* Баллистика программы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 16–25.  
*Статья поступила в редакцию 25.03.2014 г.*

## **ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ**

1. К публикации в журнале «Космическая техника и технологии» принимаются оригинальные, ранее не публиковавшиеся научно-технические статьи, отвечающие профилю журнала и соответствующие настоящим требованиям.

2. Объем статьи не должен превышать 20 страниц печатного текста, включая таблицы. Статья должна содержать не более 10 рисунков, графиков, иллюстраций. Все страницы должны быть пронумерованы. В тексте статьи должны содержаться рисунки, таблицы, графики и иллюстрации, если они есть по тексту.

3. Изложение материала должно быть в следующей последовательности (ГОСТ Р 7.0.7-2009, требования ВАК):

- индекс УДК (слева);
- название статьи на русском и английском языках;
- фамилия, имя, отчество полностью всех авторов на русском и английском языках;
- контактная информация: *e-mail*;
- аннотация на русском и английском языках, причем на английском языке не менее 100 слов (ГОСТ 7.9-95);
- ключевые слова на русском и английском языках;
- основной текст;
- выводы (или заключение);
- список литературы.

4. Рисунки, таблицы и графики оформляются согласно ГОСТ 7.32-2001. Размер рисунка, графика должен обеспечивать ясность передачи всех деталей. Таблицы должны содержать заголовки.

Иллюстративный материал предоставляется в цветном изображении в форматах *jpeg (jpg)* или *tiff (tif)* с разрешением не менее 300 *dpi*. Размер иллюстраций должен быть не более формата А4.

Рисунки, таблицы, графики, иллюстративный материал и подрисуночные подписи дополнительно предоставляются в виде отдельных файлов.

5. Набирать текст необходимо в *MS Word*, используя стандартный шрифт *Times New Roman*, размер – 12, интервал – полтора. Поля со всех сторон – 25 мм.

6. Для набора формул следует использовать редактор формул *Math Equation* или встраиваемый формульный процессор *Math Type*. Формулы в тексте должны быть напечатаны без дополнительных интервалов между строками текста. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте согласно ГОСТ 2.105-95.

7. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы.

8. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

9. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы.

Для книг указывается место издания, издательство, год издания.

Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц согласно ГОСТ Р 7.0.5-2008, ГОСТ 7.82-2001.

Для патентов – страна, номер, название, автор, заявитель и патентообладатель, дата подачи заявки, дата приоритета, название издания и его номер, дата публикации.

Автор несет ответственность за правильность данных, приведенных в списке литературы.

10. К статье должны быть приложены сведения об авторах:

- фамилия, имя, отчество полностью всех авторов;
- ученое звание и ученая степень каждого из авторов на русском языке;
- должность, место работы (полное название организации, страна, город) на русском и английском языках;
- контактная информация: *e-mail*, телефон;
- корреспондентский почтовый адрес (можно один на всех авторов)
- фотографии авторов (в форматах *jpeg (jpg)* или *tiff (tif)* с разрешением не менее 300 *dpi*, размер не менее 60×40 мм).

При желании можно указать сферу профессиональных интересов (не более 7 слов) и общее количество публикаций каждого из авторов.

В сведениях об авторах должен быть указан ответственный автор (автор, которому делегированы полномочия представлять интересы группы авторов), с кем редакция будет взаимодействовать при работе над статьей.

11. Материалы для публикации, оформленные с нарушением указанных правил, не рассматриваются и возвращаются автору на доработку.

12. В редакцию статья представляется с полным комплектом следующих документов:

- представление (сопроводительное письмо) руководителя организации или члена редколлегии журнала;
- рукопись статьи в двух экземплярах, напечатанных на принтере на одной стороне стандартного листа формата А4, подписанная всеми ее авторами;
- подписанный лицензионный договор;
- оригинал экспертного заключения о возможности открытой публикации;
- *CD* или *DVD*-диск, содержащий файлы: текст статьи в формате *doc* с рисунками, графиками, таблицами, иллюстрациями; сведения об авторах; фотографии авторов; файлы иллюстраций, рисунков, таблиц, графиков.

13. Каждая рукопись статьи проходит предварительную экспертизу для определения:

- является ли материал научной или научно-технической статьей;
- является ли статья оригинальной (не опубликовавшейся ранее или частично опубликованной и где), результаты получены автором или заимствованы, имеются ли соответствующие ссылки на литературные источники;
- актуальности, новизны и/или практической значимости работы.

По результатам предварительной экспертизы ответственному автору направляются рекомендации по возможности предоставления ее в редакцию или необходимости доработки статьи.

14. Зарегистрированная статья направляется на рецензирование одному из рецензентов журнала. При положительной рецензии с замечаниями авторы обязаны доработать статью в соответствии с рекомендациями рецензента, после чего представить в редакцию доработанный вариант с ответом на рецензию, подписаным авторами (ответственным автором по поручению авторов) с указанием даты. В этом случае датой поступления статьи в редакцию считается дата регистрации доработанного варианта статьи.

Авторы могут не согласиться с рецензентом и представить мотивированное обоснование о нецелесообразности полной или частичной доработки. При несогласии рецензента редакция может направить статью другому рецензенту или согласиться с мнением авторов и принять статью к публикации. При двух отрицательных рецензиях статья не может быть опубликована в настоящем журнале.

15. Отредактированная и сверстанная статья для оригинал-макета номера журнала (корректура статьи) в электронном виде по электронной почте или другим способом высылается автору (ответственному автору) вместе с правилами работы с корректурой. Автор обязан в срок до 5 рабочих дней по электронной почте выслать в редакцию предложения об исправлении ошибок, подготовленные в соответствии с правилами работы с корректурой. Автор в указанный срок может лично в редакции внести исправления в корректуру.

При отсутствии замечаний автор должен известить об этом редакцию.

При не поступлении в редакцию замечаний в течение 5 рабочих дней корректура считается согласованной и ответственность за возможные ошибки несет авторы. Замечания после этого срока не принимаются.

**Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов можно получить в редакции журнала по тел.: 8 (495) 513-87-46 или по e-mail: [ktt@rsce.ru](mailto:ktt@rsce.ru).**

Электронную версию журнала «Космическая техника и технологии» можно найти на сайте <http://www.energia.ru/ktt/index.html>.

***Издатель***

Четырежды ордена Ленина,  
ордена Октябрьской Революции  
ОАО «Ракетно-космическая  
корпорация “Энергия” им. С.П. Королёва»

***Научные редакторы***

Легостаев В.П.  
Синявский В.В.

***Редакторская группа***

Черных О.А.  
Лосикова А.А.

***Технический редактор***

Бушуева Е.С.

***Дизайн и верстка***

Кузнецова Т.В.

***Разработка макета и дизайн обложки***

Алексеева Т.А.  
Колесникова М.В.  
Милехин Ю.Н.  
Паук Е.В.

***Фотограф***

Григоренко Н.А.

***Перевод***

Сектор переводов контрактной  
документации РКК «Энергия»

***Адрес редакции***

Ул. Ленина, 4А, г. Королёв,  
Московская область, Россия, 141070  
Тел. 8(495)513-87-46  
E-mail: ktt@rsce.ru

Подписано в печать 02.06.2014 г. Формат 60×84/8.

Бумага мелованная. Цифровая печать.

Объем 12 печ.л. Тираж 250 экз. Заказ № 2305

Отпечатано с готового оригинал-макета  
в типографии ОАО «РКК “Энергия” им. С.П. Королёва»