



АКАДЕМИЯ НАУК АВИАЦИИ И ВОЗДУХОПЛАВАНИЯ
ACADEMY OF AVIATION AND AERONAUTICS SCIENCES

РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ КОСМОНАВТИКИ ИМ. К.Э.ЦИОЛКОВСКОГО
RUSSIAN ASTRONAUTICS ACADEMY OF K.E.TSIOLKOVSKY'S NAME

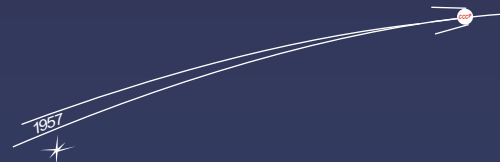
ISSN 1727-6853

RUSSIAN-AMERICAN SCIENTIFIC JOURNAL

РОССИЙСКО-АМЕРИКАНСКИЙ НАУЧНЫЙ ЖУРНАЛ



12.04.1961



АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ АВИАЦИОННЫХ И АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

процессы, модели, эксперимент

1(40), т.20, 2015

ACTUAL PROBLEMS OF AVIATION AND AEROSPACE SYSTEMS

processes, models, experiment

1(40), v.20, 2015



Казань



EMBRY-RIDDLE
AERONAUTICAL UNIVERSITY

Daytona Beach

СОДЕРЖАНИЕ

А.М.Старик, О.Н.Фаворский
Авиация и атмосферные процессы

В.Д.Доник
О моделировании процессов при
внезапной разгерметизации отсека в
летательном аппарате

Ю.В.Лончаков
Развитие инновационных технологий
в подготовке космонавтов в
интересах безопасности
космических полетов

**А.Б.Бахур, В.А.Меньшиков,
А.Н.Перминов**
Научно-инновационный потенциал
проекта МАКСМ

В.Е.Бугров
Марсианский проект С.П. Королева –
перспективная цель Российской
космонавтики

В.Г.Дегтярь, Р.Н.Канин
Генеральный конструктор
Виктор Петрович Макеев

А.Ф.Дрегалин, Г.А.Глебов
К 70-летию кафедры В.П.Глушко,
С.П.Королева: первой в стране
кафедры ракетных двигателей

НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ РАЗДЕЛ

Поздравление
**Московскому авиационному
институту (МАИ) - 85!**

CONTENTS

1 A.M.Starik, O.N.Favorskiy
Aviation and atmospheric processes

39 V.D.Donik
Modelling processes under sudden
depressurisation of compartment in
flying machine

69 Yu.V.Lonchakov
Development of the innovative
technologies in cosmonaut training in
the interests of spaceflight safety

**90 A.B.Bakhur, V.A.Menshikov,
A.N.Perminov**
Scientific-innovative potential of the
IGMASS project

102 V.E.Bugrov
S.P.Korolev's Mars Project – promising
aim of Russian astronautics

146 V.G.Degtiar, R.N.Kanin
General Designer
Victor Petrovich Makeyev

161 A.F.Dregalin, G.A.Glebov
To 70th Anniversary of V.P. Glushko,
S.P.Korolev Department: the first-in-
the-country Rocket Engines
Department

SCIENTIFIC-INFORMATION SECTION

184 Congratulation
**Moscow Aviation Institute (MAI) -
85!**

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ АВИАЦИОННЫХ И АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Казань - Дайтона Бич

РЕДАКЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

ПОЧЕТНЫЕ РЕДАКТОРЫ

В.М.Матросов, Академик РАН, Россия
И.Ф.Образцов, Академик РАН, Россия

Г.Л.Дегтярев, ПОЧЕТНЫЙ РЕДАКТОР; Экс-Президент КНИТУ-КАИ, Казань, РОССИЯ

С.М.Слива, ПОЧЕТНЫЙ РЕДАКТОР; Экс-Президент ERAU, США

М.Д.Ардема, Университет Санта Клара, Калифорния, США

П.Дж.Вербос, Нац. Научный Фонд, Арлингтон, США

Ю.Ф.Гортышов, КНИТУ-КАИ, Казань, РОССИЯ

В.Кануто, НАСА, Институт Годдарда, США

А.Н.Кирилин, “ЦСКБ-Прогресс”, Самара, РОССИЯ

В.В.Коваленок, летчик-космонавт СССР, Федерация Космонавтики России; РОССИЯ

В.А.Меньшиков, РАКЦ, Москва, РОССИЯ

А.Миелз, Райс Университет, Хьюстон, США

С.В.Михеев, КБ Камова, Москва, РОССИЯ

Д.Т.Мук, Политехн. Инст.-Гос.Университет, Блэксбург, Вирджиния, США

Г.В.Новожилов, Авиационный комплекс им.С.В.Ильюшина, Москва, РОССИЯ

Дж.Оливеро, Эмбри-Риддл Авиаци.Университет (ERAU), Дайтона Бич, США

М.Остойя-Старжевски, Иллинойский Университет, США

В.Ф.Павленко, Академия Наук Авиации и Воздухоплавания, Москва, РОССИЯ

В.И.Панченко, КНИТУ-КАИ, Казань, РОССИЯ

В.Г.Пешехонов, Концерн “ЦНИИ Электроприбор”, Санкт-Петербург, РОССИЯ

Г.Г.Райкунов, ОРКК, Москва, РОССИЯ

В.А.Самсонов, НИИ Механики МГУ, Москва, РОССИЯ

С.Сивасундарам, Эмбри-Риддл Авиаци.Университет (ERAU), Дайтона Бич, США

А.Н.Тихонов, Гос.Инст.Информ. Технол. и Телекоммуникац., Москва, РОССИЯ

К.Шарп, ФАА, Вашингтон, США

Р.М.Юсупов, СПИИ РАН, Санкт-Петербург, РОССИЯ

О.А.Душина (Ассистент редактора, переводы), КНИТУ-КАИ, Казань, РОССИЯ

РЕДАКТОРЫ-ЭКСПЕРТЫ

И.М.Бланксон, НАСА, Исследовательский Центр им.Льюиса, США

А.С.Борейшо, ИЛТТ, БГТУ, Санкт-Петербург, РОССИЯ

Р.Ф.Валтер, Шафер корп., Альбукерке, США

А.Н.Герашенко, МАИ (НИУ), Москва, РОССИЯ

В.Ф.Журавлев, ИПМ РАН, Москва, РОССИЯ

А.М.Матвеев, МАИ (НИУ), Москва, РОССИЯ

Б.Г.Мингазов, КНИТУ-КАИ, Казань, РОССИЯ

Р.М.Мэнкбэйди, Эмбри-Риддл Авиаци.Университет (ERAU), Дайтона Бич, США

Р.Е.Скелтон, АМЕС, Калифорния, США

Е.И.Сомов, ИФАК, Технический Комитет по аэрокосмосу, Самара, РОССИЯ

И.Б.Федоров, МГТУ им.Н.Э.Баумана, Москва, РОССИЯ

В.М.Хайлов, ЦИАМ, Москва, РОССИЯ

РЕДАКТОРЫ

О.Н.Фаворский, ЦИАМ, Москва, РОССИЯ

Л.К.Кузьмина, КНИТУ-КАИ, Казань, РОССИЯ

ПЕРВЫЙ РЕДАКТОР ЖУРНАЛА - Владимир Анатольевич Кузьмин

Главные цели Журнала -

- информирование специалистов соответствующих областей о состоянии в теории и приложениях в настоящий момент, о глобальных и актуальных задачах;
 - содействие тесным рабочим контактам между учеными различных университетов и Школ, теоретиками и прикладниками;
 - “математизация” методов в решении задач, инициированных инженерной практикой;
 - объединение усилий, синтез методов в решении проблем в различных сферах науки и образования.
- В выпусках Журнала публикуются обзоры и статьи, инженерные заметки, дискуссионные сообщения, постановки и решения задач по широкому кругу проблем авиационной и аэрокосмической отрасли знаний и практики (в том числе, новые результаты, методы, подходы, решения, гипотезы, ..., экспериментальные исследования...).

Авторы теоретических работ должны указать возможные области приложений.

Языки публикаций - РУССКИЙ, АНГЛИЙСКИЙ

Издание осуществляется в кооперации с МАИ - Московским авиационным институтом (НИУ).

с Московским государственным техническим университетом им.Н.Э.Баумана, с Федерацией Космонавтики России

© 2015 КНИТУ-КАИ

© 2015 Эмбри-Риддл Авиационный Университет (ERAU)

© 2015 Академия Наук Авиации и Воздухоплавания

© 2015 Российская Академия Космонавтики им.К.Э.Циолковского

ACTUAL PROBLEMS OF AVIATION AND AEROSPACE SYSTEMS

Kazan-Daytona Beach

EDITORIAL BOARD

HONORARY EDITORS

V.M.Matrosov, RAS Academician
I.F.Obratsov, RAS Academician

G.L.Degtyarev, HONORARY EDITOR; Ex-President of KNRTU-KAI, RUSSIA

S.M.Sliwa, HONORARY EDITOR; Ex-President of ERAU, USA

M.D.Ardema, Santa Clara University, California, USA

V.Canuto, NASA, GISS, New York, USA

Yu.F.Gortyshov, KNRTU-KAI, Kazan, RUSSIA

A.N.Kirilin, «CSDB - Progress», Samara, RUSSIA

V.V.Kovalyonok, USSR Pilot-Cosmonaut, Cosmonautics Federation of Russia, RUSSIA

V.A.Menshikov, RAATs, Moscow, RUSSIA

A.Miele, Rice University, Houston, USA

S.V.Mikheyev, Kamov Company, Moscow, RUSSIA

D.T.Mook, VPISU, Blacksburg, USA

G.V.Novozhilov, Ilyshin Aviation Complex, Moscow, RUSSIA

J.Olivero, ERAU, Daytona Beach, USA

M.Ostoja-Starzewski, University of Illinois at Urbana-Champaign, USA

V.F.Pavlenko, Academy of Aviation and Aeronautics Sciences, Moscow, RUSSIA

V.I.Panchenko, KNRTU-KAI, Kazan, RUSSIA

V.G.Peshekhonov, Concern «CSRI Electropribor», St. Petersburg, RUSSIA

G.G.Raikunov, URSC, Moscow, RUSSIA

V.A.Samsonov, Lomonosov MSU, Institute of Mechanics, Moscow, RUSSIA

Chr.Sharp, FAA, Washington, USA

S.Sivasundaram, ERAU, Daytona Beach, USA

A.N.Tikhonov, State Inst. of Inform. Technol. and Telecomm., Moscow, RUSSIA

P.J.Werbos, National Science Foundation, Arlington, USA

R.M.Yusupov, SPII RAS, St. Petersburg, RUSSIA

O.A.Dushina (Assistant of Editor, translation), KNRTU-KAI, Kazan, RUSSIA

EDITORS-EXPERTS

I.M.Blankson, NASA Lewis Research Center, USA

A.S.Boreisho, ILTT, BSTU, St. Petersburg, RUSSIA

I.B.Fedorov, Bauman MSTU, Moscow, RUSSIA

A.N.Geraschenko, MAI (NRU), Moscow, RUSSIA

V.M.Khailov, CIAM, Moscow, RUSSIA

R.Mankbadi, ERAU, Daytona Beach, USA

A.M.Matveenko, MAI (NRU), Moscow, RUSSIA

B.G.Mingazov, KNRTU-KAI, Kazan, RUSSIA

R.E.Skelton, AMES, California, USA

Ye.I. Somov, IFAC Technical Committee on Aerospace, Samara, RUSSIA

R.F.Walter, Schafer Corporation, Albuquerque, USA

V.Ph.Zhuravlev, IPM, RAS, Moscow, RUSSIA

EDITORS

O.N.Favorskiy, CIAM, Moscow, RUSSIA

L.K.Kuzmina, KNRTU-KAI, Kazan, RUSSIA

FIRST EDITOR of JOURNAL - Vladimir Anatolyevich Kuzmin

Main goals of this Journal -

- to inform the specialists of appropriate fields about recent state in theory and applications; about global problems, and actual directions;
- to promote close working contacts between scientists of various Universities and Schools; between theorists and application oriented scientists;
- to mathematize the methods in solving of problems, generated by engineering practice;
- to unite the efforts, to synthesize the methods in different areas of science and education...

In Journal the articles and reviews; the discussions communications; engineering notices, the statements and solutions of problems in all areas of aviation and aerospace systems are published (including new results, methods, approaches, hypotheses, experimental researches,...).

Authors of theoretical works have to show the possible areas of applications in engineering practice.

The languages of publications are RUSSIAN, ENGLISH.

Edition is carried out in the co-operation with MAI - Moscow Aviation Institute (National Research University), with Moscow State Technical University of N.E.Bauman's name, with Cosmonautics Federation of Russia

© 2015 Kazan National Research Technical University of A.N.Tupolev's name (KAI)

© 2015 Embry-Riddle Aeronautical University (ERAU)

© 2015 Academy of Aviation and Aeronautics Sciences

© 2015 Russian Astronautics Academy of K.E.Tsiolkovsky's name

От Международного Редакционного Комитета к 20-летию Международного Научного Издания

Международный научный журнал «Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем» (АПААС) основан в 1995 г. по инициативе ученых КАИ – КГТУ им.А.Н.Туполева (представителей научной Казанской Четаевской Школы механики и устойчивости, Россия) совместно с зарубежными коллегами, учеными авиационного университета Эмбри-Риддл (ERAU, Daytona Beach, США) как один из реальных шагов в соответствии с Договором о сотрудничестве, подписанным Ректорами обоих университетов.

«В соответствии с расширяющимся сотрудничеством между нашими университетами и договором о взаимодействии я с большим удовольствием приветствую первый выпуск Российско-Американского журнала..., целые поколения людей Америки и России связали себя с авиацией и продвинули авиационную и аэрокосмическую технологию до огромных высот..., глобальная экономика все более диктует необходимость интернационального технологического сотрудничества, особенно в области постоянно развивающихся авиации и космонавтики..., я с огромным удовлетворением поддерживаю это совместное научное начинание наших двух стран и с нетерпением ожидаю увидеть успехи, достигнутые в этом сотрудничестве...», – Стивен М.Слива, Президент Авиационного Университета Эмбри-Риддл(1995).

«...на страницах нашего журнала Вы найдете полезную и своевременную информацию о новейших достижениях,... это будет способствовать получению новых научных знаний, новых технологий, развитию сотрудничества ученых наших стран и, в конечном итоге, большему пониманию и объединению наших народов...», – Г.Л.Дегтярев, Ректор Казанского Государственного Технического Университета им.А.Н.Туполева(1995).

«...сегодня, в ситуации, далеко не оптимистичной в мире авиации, мы являемся свидетелями и соучастниками перспективного начинания..., организации нового научного периодического журнала, призванного объединить заинтересованных представителей науки, техники и высшего образования..., такой тройственный союз... позволит создать неординарное Издание..., будет способствовать привлечению опыта и мудрости старшего поколения и энергии молодых интеллектуалов в возрождающуюся Авиацию», – Э.С.Неймарк, Начальник Департамента авиационной промышленности(1995).

Прошедший период издания и развития журнала высвечивает меняющийся облик и воздействие фундаментальной и прикладной науки на развитие Мира. Журнал был зарожден в то время, когда начинались и расширялись научно-образовательные связи между Востоком и Западом, между Россией и США, между КАИ и ERAU. Мы имели только общие идеи для нашей совместной деятельности, направляемые нашей интуицией, и были уверены, что эти совместные усилия в рамках журнала «АПААС» будут успешными. Мы надеялись, что избирая расширенный нетрадиционный подход, мы сможем основать журнал как Издание нового типа – двуязычного, с много- и междисциплинарными объектами исследования, относящимися к нашей специфической сложной области – авиация и аэрокосмос.

Сегодня «АПААС» – это Международный научный журнал, охватывающий широкий спектр проблем в области авиации и аэрокосмоса междисциплинарного характера, имеющий два выпуска в год, два языка публикаций (русский и английский), печатный и электронный варианты.

Журнал регулярно издается с 1996г. с поддержкой всех наших Партнеров, под эгидой Академии наук авиации и воздухоплавания, Российской Академии космонавтики им.К.Э.Циолковского, в кооперации с МАИ, МГТУ им.Н.Э.Баумана, ИПУ РАН; с поддержкой Минобразования и науки, Федерального Космического Агентства; он имеет серьезную репутацию как среди теоретиков, так и среди прикладников.

Представленные в этом юбилейном выпуске журнала (№1(40), т.20, 2015) приглашенные статьи наглядно отражают этот междисциплинарный спектр в области авиации и космонавтики.

From the International Editorial Board to the 20th Anniversary of International Scientific Edition

International scientific Journal "Actual Problems of aviation and aerospace systems" (APAAS) was founded in 1995 on the initiative of the scientists from KAI – A.N.Tupolev KSTU (representatives of Kazan scientific Chetaev School of mechanics and stability) together with their foreign colleagues – the scientists from Embry-Riddle Aeronautical University (ERAU, Daytona Beach, USA). It was a real step in the framework of Treaty of cooperation signed by the Rectors of both Universities.

"In accordance with the deepening collaboration between our Universities and the Treaty of cooperation, I hail the first issue of Russian-American Journal with great pleasure..., the whole generations of American and Russian people devoted themselves to aviation and pushed aviation and aerospace technology forward to a very high level..., the global economy dictates its demands to international cooperation in technology, especially in the fields of permanently developing aviation and astronautics..., with great pleasure I support this joint scientific initiative of our countries and look forward to witness the successes of this collaboration..." – Steven M.Sliwa, President of Embry-Riddle Aeronautical University(1995).

"...on the pages of our Journal you will find some useful and timely information on the newest achievements,... this will promote generation of new Knowledge, new technologies, and development of cooperation between the scientists from our countries, and ultimately promote further understanding and consolidation of our peoples..." – G.L.Degtyarev, Rector of A.N.Tupolev Kazan State Technical University(1995).

"... today, when the state of aviation in the world is far from optimistic, we witness and participate in the promising initiative... of foundation of new scientific periodical aimed at integration of concerned representatives of science, engineering and higher education..., such tripartite alliance... will enable to establish extraordinary Edition..., will promote attraction of experienced and wise older generation and energetic young intellectuals to the resurgent aviation" – E.S.Neimark, Head of Aviation Industry Department(1995).

The past period of edition and development of the Journal highlights the changing look and effect of fundamental and applied science on the World evolution. The Journal was initiated in the times when scientific and educational relations between the East and West, between Russia and the United States, between KAI and ERAU were starting and extending. Possessing only general ideas that outlined our joint efforts and were directed by our intuition, we were sure that these joint efforts in the framework of "APAAS" Journal would be successful.

We hoped that having chosen the broadened non-traditional approach, we would be able to found the Journal as an Edition of a new type, i.e. bilingual, with multi- and interdisciplinary research objects referred to our special complex sphere – Aviation and Astronautics.

Today "APAAS" is an International scientific Journal covering a wide range of problems in aviation and aerospace of interdisciplinary nature. It is published with two issues in a year, in two languages (in Russian and in English) and two versions: printed and electronic.

The Journal supported by all our Partners has been regularly issued since 1996 under the aegis of the Academy of Aviation and Astronautics Sciences, K.E.Tsiolkovskiy Russian Academy of Cosmonautics, Federation of Russia Cosmonautics, in cooperation with MAI, N.E.Bauman MSTU, Institute of Control Problems of RAS, with support from the Ministry of Education and Science, and Federal Space Agency; it has a good reputation among the specialists both in theoretical and applied aspects.

The invited articles that are presented in this Anniversary Journal issue (No.1(40), Vol.20, 2015) illustrate this interdisciplinary spectrum in Aviation and Astronautics.

Уважаемые Коллеги!

С большим удовлетворением мы отмечаем успехи Международного научного Российско-Американского журнала «**Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем**» («**Actual problems of aviation and aerospace systems**»), ISSN 1727–6853. Основанный по инициативе ученых КАИ-КГТУ им.А.Н.Туполева (представителей известной научной Казанской Четаевской Школы механики и устойчивости) совместно с зарубежными коллегами, учеными авиационного университета Эмбри-Риддл (ERAU, Daytona Beach), журнал был организован в 1995 году под патронажем КАИ-КГТУ, с доброй поддержкой Министерства промышленности, науки и технологий. Сегодня этот научный журнал, который отличает высокий уровень с видением на перспективу, хорошо известен в кругу специалистов.

За время своего существования журнал сформировался как неординарное Научное Издание, «говорящее» на русском и английском языках, в печатном и электронном вариантах, который успешно выполняет свою главную задачу – содействие развитию совместной деятельности в рамках теоретических и прикладных исследований во всем многообразии наук, в том числе, междисциплинарного характера, охватывающих весь спектр проблем, порожденных задачами авиации и аэрокосмоса, с объединением в этом ученых и специалистов, представителей науки, высшей школы и промышленности.

Структурно журнал организован как периодическое Издание, с подготовкой приглашенных статей обзорно-проблемного характера и тематических специальных выпусков по передовым направлениям науки и инженерных приложений по широкому кругу междисциплинарных проблем в авиации и космонавтике в области динамики и управления полетом; теории, конструирования и технологии летательных аппаратов, двигателей; науки о материалах; вычислительных систем; экспериментальных исследований; экономических и гуманитарных проблем эксплуатации; дистанционного зондирования Земли, информационных спутниковых технологий; проблем высшего инженерного образования в области авиа-, аэрокосмических систем; проблем нанотехнологий для авиа-, аэрокосмических систем,...

Среди приглашенных статей

- А.Д.Урсул. *Освоение космоса в стратегии устойчивого развития.*
- П.Дж.Вербос. *Новый подход к гиперзвуковым полетам.*
- В.Л.Катаев. *Транспортная система "Земля-космос-Земля": исследования концепции при нетрадиционном проектном императиве.*
- Даглас Дэвидсон. *Боинг в России.*
- А.Н.Кирилин. *Перспективы развития дирижаблестроения.*
- И.В.Прангишвили, А.Н.Анушвили. *Фоновый принцип обнаружения подвижного объекта.*
- Ю.С.Соломонов. *Оптимизация энергетических и траекторных параметров транспортательных космических ракетных комплексов.*
- А.Болонкин. *Гиперзвуковой космический пускатель высокой производительности.*
- К.М.Пичхадзе, А.А.Моисеев, В.В.Ефанов, К.А.Занин, Я.Г. Подобедов. *Развитие научно-проектного наследия Г.Н. Бабакина в автоматических космических аппаратах НПО им. С.А.Лавочкина.*
- Дж. фон Путткамер. *От Хантсвилла к Байконуру: по пути, проложенному С.П.Королевым.*
- Г.В.Новожилов. *Российско-американский самолет Ил-96М/Т (15 лет со дня полета).*
- Д.Гуглиери, Ф.Куаглиотти, М.А.Перино. *Проект космического полета с посадкой на Луну.*
- П.Дж.Вербос. *О рациональной стратегии освоения космоса Человечеством.*
- В.А.Поповкин. *Воинские формирования космического назначения в запуске первого искусственного спутника Земли.*
- Б.Е.Черток. *Космонавтика в XXI веке.*
- К.Макконе. *Статистическое уравнение Дрейка и теорема А.М.Ляпунова в проблеме поиска внеземных цивилизаций, часть I.*
- Ф.Грациани, У.Понци. *Луиджи Брольо и спутники Сан-Марко.*
- В.А.Поляченко. *Первые космические проекты ОКБ академика В.Н.Челомея.*

Среди тематических выпусков:

- №1(23), 2007 – *Специальный выпуск. К 50-летию запуска первого в мире искусственного спутника Земли.*
- №2(24), 2007 – *Специальный выпуск. К 50-летию запуска первого искусственного спутника Земли.*
- №3(25), 2007 – *Специальный выпуск. К 50-летию начала Космической Эры.*
- №1(26), 2008 – *Специальный выпуск, посвященный 50-летию начала Космической Эры и Дню Военно-космических сил.*
- №1(32), 2011 – *Специальный выпуск, посвященный 50-летию первого в мире полета Человека в Космос (полета Ю.А.Гагарина).*

Весьма отрадно, что журнал, представляя научные статьи, обзоры, результаты, постановочные доклады по актуальным проблемам науки, техники и высшего инженерного образования, относящимся к таким сложнейшим междисциплинарным областям как авиация и космонавтика, эффективно служит важнейшим целям научно-информационного обеспечения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по приоритетным направлениям научно-технического прогресса в целом.

Самые искренние поздравления и пожелания дальнейших успехов в этой плодотворной деятельности!

Ректор КНИТУ – КАИ



А.Х.Гильмутдинов

Dear Colleagues!

With great pleasure we note the successes of the International scientific Russian-American Journal “**Actual Problems of Aviation and Aerospace systems**”, ISSN 1727–6853. Inspired by the scientists of KAI – A.N.Tupolev KSTU (representatives of famous scientific Kazan Chetaev School of mechanics and stability) together with the foreign colleagues – scientists of Embry-Riddle Aeronautical University (ERAU, Daytona Beach), – the Journal was founded in 1995 under the auspices of KAI-KSTU, with benign support from the Ministry of Industry, Science and Technology. Today this scientific Journal notable for its high level and outlook is well-known among the specialists.

The Journal has formed into uncommon Scientific Edition “speaking” in Russian and in English, in printed and electronic versions, which successfully performs its main aim – promotes development of cooperation in theoretical and applied researches in the whole diversity of sciences, including the interdisciplinary ones, covering the full range of issues generated by Aviation and Aerospace problems, with integration of scientists and specialists, representatives of science, higher school and industry.

The Journal is structured like a periodical one with the invited reviews, papers covering the relevant current problems, with special thematic issues dedicated to advanced scientific trends and engineering applications of the wide range of problems in the fields of Aviation and Astronautics, including the ones of interdisciplinary nature, in the spheres of dynamics and flight control; theory, design and technology of aircrafts and engines; material science; computing systems; experimental research; economic and humanitarian problems of operation; Earth remote sensing, information satellite technology; problems of the higher engineering Education in the field of aviation and aerospace systems; problems of nanotechnology for aviation and aerospace systems,...

Among the invited papers there are

- **A.D.Ursul**. *Space exploration in sustainable development strategy.*
- **P.Werbos**. *A New Approach to Hypersonic Flight.*
- **V.L.Kataev**. *Transportation System: “Earth-Space-Earth”. Conception research. Non-traditional Approach.*
- **Duglas Davidson**. *Boeing in Russia.*
- **A.N.Kirilin**. *Trends and Outlook for Airships Development.*
- **I.V.Prangishvili, A.N.Anuashvili**. *The Background Principle of Detecting a Moving Object.*
- **Yu.S.Solomonov**. *Optimization of Power Capabilities and Trajectory Parameters for Transportable Launch Space Systems.*
- **A.Bolonkin**. *Hypersonic Space Launcher of High Capability.*
- **K.M.Pichkhadze, A.A.Moisheev, V.V.Efanov, K.A.Zanin, Ya.G.Podobedov**. *Development of scientific-design legacy of G.N.Babakin in automatic spacecrafts made by Lavochkin Association.*
- **J. von Puttkamer**. *From Huntsville to Baikonur: A Trail Blazed by S.P.Korolev.*
- **G.V.Novozhilov**. *Russian-American IL-96M/T aircraft (15 years since flight day).*
- **D.Guglieri, F.Quagliotti, M.A.Perino**. *Preliminary design of a Lunar landing mission.*
- **P.J.Werbos**. *Towards a rational strategy for the Human settlement of Space.*
- **V.A.Popovkin**. *The role of Space military units in first artificial Earth satellite launch.*
- **B.Ye.Chertok**. *The Space Age. Predictions till 2101.*
- **C.Maccone**. *The statistical Drake equation and A.M.Lyapunov theorem in problem of search for extraterrestrial intelligence, part I.*
- **F.Graziani, U.Ponzi**. *Luigi Broglio and the San Marco satellites.*
- **V.A.Polyachenko**. *The first space projects of Academician V.N.Chelomey DB.*

Among the special topical issues there are

- No.1(23), 2007 – *Special issue*. To the 50th Anniversary of the first artificial Earth satellite launch.
- No.2(24), 2007 – *Special issue*. To the 50th Anniversary of the first artificial Earth satellite launch.
- No.3(25), 2007 – *Special issue*. To the 50th Anniversary of the beginning of Space Era.
- No.1(26), 2008 – *Special issue*. To the 50th Anniversary of the beginning of Space Era and the Military Space Forces Day.
- No.1(32), 2011 – *Special issue*. To the 50th Anniversary of the first flight of a Man in Space (Space flight of Yu.A.Gagarin).

It is quite gratifying that the Journal, representing scientific articles, reviews, results, statement papers on the actual problems of science, engineering and higher engineering education in a complex multidisciplinary field of Aviation and Astronautics, efficiently serves the purposes of scientific and information support of scientific, research and development works on the foreground trends of scientific and engineering progress on the whole.

We sincerely congratulate the Journal and wish further success in this fruitful activity!

Rector

A.N.Tupolev KRNTU – KAI
(National Research University)

A.Kh.Gilmutdinov

К 20-й годовщине

Исполняется 20 лет Международному Научному Журналу «Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем» (АПААС), основанному в 1995г. по инициативе отечественных ученых-профессоров, представителей Казанской Четаевской Школы устойчивости и механики (КАИ–КГТУ им.А.Н.Туполева, Россия) совместно с зарубежными коллегами, представителями авиационного университета Эмбри-Риддл (ERAU, США).

Можно отметить, что университетское начинание по основанию научного Российско-Американского Издания, призванного объединить представителей науки, техники и высшего инженерного образования в авиационно-космической области, блестяще реализовано (с регулярным выходом в свет печатного и электронного вариантов).

Задуманный как двуязычное, совместное научное Издание в области авиационной и аэрокосмической науки и техники, предназначенный способствовать обогащению новыми знаниями, внедрению новых технологий, развитию сотрудничества ученых, профессоров и инженеров двух стран, журнал сегодня занимает свое достойное место в ряду научных изданий международного уровня.

Созданное совместными усилиями всех наших Партнеров, это неординарное научное Издание весьма активно способствует возрождению престижа авиационных специалистов в мировом сообществе, накоплению богатого опыта профессионализма авиационной и аэрокосмической элиты, привлекая молодые талантливые силы к решению сложнейших научно-технических проблем этой важнейшей области Человеческого Знания и Бытия.

В течение 20 лет журнал успешно реализует цели, намеченные в самом начале пути становления:

«...содействие развитию всех форм Международного сотрудничества в таких сложнейших областях науки и техники как авиация и космонавтика...; только тесное взаимодействие может обеспечить эффективное развитие с поддержанием высокого уровня», - И.Ф.Образцов, академик РАН, Президент АНАиВ (1996).

«...без развития в области авиационных и аэрокосмических систем прогрессивное развитие человеческой цивилизации немыслимо, а это требует тесного взаимодействия фундаментальной теории и практики, соединения опыта прошлого, энергии настоящего с мудростью будущего...; журнал служит научным и профессиональным интересам в области авиационных и космических систем, предоставляя возможность специалистам эффективно освещать теоретические и прикладные проблемы, реализовывать интеллектуальный потенциал в области новейших научных идей, разработок, проектов..., ...весьма отрадно, что Казанский авиационный институт (Казанский государственный технический университет), на базе которого издается журнал, остается верен своим исходным базовым принципам, заложенным его основателем, членом Академии наук СССР Н.Г.Четаевым: фундаментальность, ответственность, высокий профессионализм в сочетании теории и практики», - В.М.Матросов, академик РАН, Президент АНН(2005).

Журнал, основанный под патронажем МФНА-АНН, издается под эгидой Академии наук авиации и воздухоплавания, Российской академии космонавтики им. К.Э.Циолковского, Федерации Космонавтики России, в кооперации с МАИ, МГТУ им. Н.Э.Баумана, с поддержкой со стороны отечественных и зарубежных Партнеров, среди которых Научные Центры, Университеты, Авиационные Комплексы, Ракетно-Космические Центры: ИПУ РАН, Белградский Университет, Политехнический Университет Сан-Диего, ЦСКБ-Прогресс, Институт лазерной техники и технологий («Военмех»), НИИФИ, Институт механики МГУ им. М.В.Ломоносова, ЦИАМ, Международный Центр вычислительных методов в конструировании (CIMNE),...

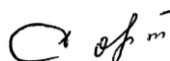
Мы весьма признательны всем нашим Партнерам по этому Научному Изданию, с кем мы начинали и с кем продолжаем наше успешное взаимодействие в рамках этой деятельности, за неизменную всестороннюю поддержку и доброе сотрудничество.

Президент КНИТУ им.А.Н.Туполева – КАИ (НИУ)

Со-Редактор МНЖ

Член Международного Редакционного Комитета

Ю.Ф.Гортышов



Л.К.Кузьмина

To the 20th Anniversary

The International Scientific Journal "Actual Problems of Aviation and Aerospace Systems" (APAAS) is 20 years of age. Its foundation in 1995 was inspired by Russian Scientists and Professors, Representatives of Kazan Chetaev School of stability and mechanics (KAI-A.N.Tupolev KSTU, Russia) together with their foreign colleagues, Representatives of Embry-Riddle Aeronautical University (ERAU, USA).

One should note that the university initiative on establishment of scientific Russian-American Edition aimed at integration of science, engineering and higher engineering education in the field of Aviation and Space has been successfully implemented (with regular release of printed and electronic versions).

Bilingual by its nature, the joint scientific Edition in the field of Aviation and Aerospace science and technology, which is meant to enrich knowledge, implement new technologies, promote cooperation between scientists, professors and engineers of the two countries, occupies a worthy place in the range of international scientific editions.

Established by the joint efforts of all our Partners, this unusual scientific Edition actively enhances the prestige of aviation specialists in the world community, supports accumulation of experience and qualification of aviation and aerospace elite, attracting the young talented power to solution of the most complicated problems in this sphere of Human Knowledge and Entity.

For the 20years of its existence the Journal has succeeded in attaining the goals outlined at the very beginning of its life

"... assistance to development of all the forms of International cooperation in the most complex spheres of science and engineering, like Aviation and Cosmonautics...; only close cooperation can provide efficient development with maintenance of high level" – I.F.Obratsov, RAS Academician, President of the Academy of Aviation and Aeronautics Sciences (1996).

"...the progress of human civilization is inconceivable without development of aviation and aerospace systems, and the latter requires close collaboration of basic theory and practice, integration of experience of the past, energy of the present and wisdom of the future...; the Journal serves the scientific and professional purposes in the field of aviation and space systems, enabling the specialists to effectively report theoretical and applied problems, apply intellectual potential to the sphere of the latest scientific ideas, developments, and projects..., ... it is quite gratifying that Kazan Aviation Institute (Kazan State Technical University), which performs the publishing, remains faithful to its initial basic foundations laid by its Founder, the Member of USSR Academy of Sciences N.G.Chetaev, i.e. fundamental nature, responsibility, high qualification in combination of theory and practice" – V.M.Matrosov, RAS Academician, President of the Academy of Nonlinear Sciences (2005).

The Journal founded under the auspices of IFNA-ANS is published under the aegis of Academy of Aviation and Aeronautics Sciences, K.E.Tsiolkovskiy Russian Academy of Cosmonautics in cooperation with MAI, N.E.Bauman MSTU, with support from russian and foreign Partners including Scientific Centers, Universities, Aviation Complexes, Rocket and Space Complexes: Institute of Control Problems of RAS, Belgrade University, San Diego Polytechnic University, ERAU, TsSKB-Progress, Institute of Laser Engineering and Technology ("Voenmekh"), Scientific Research Institute of Physical Measurements, M.V.Lomonosov Institute of Mechanics, Central Institute of Aviation Motors, International Center for Numerical Methods in Engineering (CIMNE),..

We are much obliged to all our Partners of the Scientific Edition, with whom we initiated and with whom we continue our successful cooperation in this kind of activity. We are grateful for their devoted comprehensive support and benign collaboration.

Yu.F.Gortyshov

President of A.N.Tupolev KNRTU-KAI

L.K.Kuzmina

Co-Editor of ISE

Авиация и атмосферные процессы

А.М. Старик, О.Н. Фаворский

ГЦН Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова
НОЦ Физико-химическая кинетика и горение
101000 Авиамоторная 2, Москва, Россия

Рассматриваются основные процессы в тракте авиационных двигателей и в выхлопной струе, ответственные за формирование газовых и аэрозольных компонентов, загрязняющих атмосферу. Дается анализ механизмов влияния эмиссии различных компонентов авиационными двигателями на атмосферные процессы и климат. Обсуждаются основные направления исследований по данной проблеме, которые необходимо провести в будущем.

1. Введение

В последние годы производственная деятельность человечества привела к заметному изменению газового и аэрозольного состава атмосферы. Считается, что это может привести и к серьезному изменению климата Земли. Отметим, что анализ последствий эмиссии в атмосферу газовых и аэрозольных соединений требует учета чрезвычайно большего числа различных процессов и явлений, но наиболее существенными (и долговременными) являются процессы лучистого теплообмена Солнце-Земля и процессы взаимодействия атмосферы и океана.

Если первые могут быть оценены хотя бы приближенно, то для учета последних у человечества пока не хватает знаний. При оценках лучистого теплообмена Космос-Земля и определения радиационного баланса Земли в последние годы широко обсуждается проблема, так называемых, парниковых газов. При этом уже много лет рассматривается в основном эмиссия углекислого газа и увеличение его содержания в атмосфере в результате производственной деятельности человека. Однако в атмосфере происходит изменение концентрации и других парниковых газов, особую роль среди которых играют H_2O и CH_4 .

Одним из источников прямого воздействия на атмосферу является авиация. Абсолютное количество эмитируемых в атмосферу веществ из двигателей летательных аппаратов в 40-50 раз меньше загрязнений от поверхностных источников (энергетика, транспорт, промышленность, сельское хозяйство). Однако вследствие того, что эта эмиссия происходит непосредственно в слоях атмосферы, особенно чувствительных к различного рода возмущениям (верхняя тропосфера и нижняя стратосфера), определение реального влияния авиации на атмосферные процессы и климат приобретает в последнее время все большее значение [1-3].

Увеличение интенсивности полетов дозвуковых пассажирских самолетов (по оценкам почти двукратное в ближайшие 18-25 лет) и возможное развитие 2-го поколения сверхзвуковой авиации для коммерческих перевозок заставляет более строго подходить к анализу возможного влияния авиации на атмосферу. Следует отметить, что еще 30 лет назад для снижения воздействия авиации на окружающую среду (в первую очередь, в районе аэропортов) международной организацией гражданской авиации (ИКАО) были введены нормы на эмиссию из авиационных двигателей. Были установлены ограничения (в зависимости от степени повышения давления в компрессоре) на содержание в выхлопной струе CO , NO_x , сажи (дым) и несгоревших углеводородов C_nH_m . Эти нормы постоянно совершенствуются, и в ближайшие годы, вероятно,

произойдет очередное ужесточение требований по содержанию в продуктах сгорания, в первую очередь, оксидов азота, (требований, наиболее трудно обеспечиваемых в связи с постоянным ростом максимальной температуры газа в цикле перед турбиной). В настоящее время считается, что индекс эмиссии (количество вещества в граммах на один кг топлива) NO_x для перспективных двигателей должен находиться в диапазоне $\text{EINO}_x=5-10$, а для сажевых частиц $\text{EI(сажа)} \leq 0.15$. На повестке дня стоит также вопрос о существенном снижении эмиссии CO_2 (~ на 80 %).

В последнее время с целью снижения воздействия авиации на экосистемы Земли исполнительными органами Европейского Союза был предпринят целый ряд важных шагов. Наиболее значительным среди них является включение авиации в Европейскую систему торговли (ETS) квотами на выбросы парниковых газов [4]. Безусловно, общий тренд, направленный на ужесточение мер административного регулирования в области выбросов парниковых газов, будет сохранен.

Для уменьшения эмиссии парниковых газов у авиакомпаний имеется по существу всего две возможности. Первая - обеспечение такого роста топливной эффективности воздушных судов, при котором, несмотря на увеличения авиаперевозок, происходило бы сокращение суммарного потребления авиационного керосина и, следовательно, сокращение эмиссии парниковых газов. До настоящего времени рост топливной эффективности авиакомпаний составлял в среднем 1% в год [5]. В то же время, ежегодный прирост потребления авиационного керосина, обусловленный увеличением числа авиаперевозок, по данным ИКАО, превышал 3% [6]. Следовательно, авиакомпаниям для того, чтобы сократить выбросы парниковых газов в условиях роста авиаперевозок необходимо более чем в три раза повысить скорость увеличения топливной эффективности, что представляется весьма проблематичным. Вторая возможность – использование альтернативного топлива, продукты горения которого в большей степени, по сравнению с продуктами горения традиционного авиационного керосина, удовлетворяют требованиям природоохранного законодательства. К настоящему времени в области альтернативных топлив достигнут значительный прогресс. Разработаны технологии производства синтетического топлива из каменного угля, природного газа и биомассы [7, 8].

Наиболее разработанной в настоящее время является технология производства синтетического топлива из каменного угля, базирующаяся на процессе Фишера-Тропша (FT-топливо). Полученное таким путем синтетическое FT-топливо имеет более высокую теплоту сгорания (приблизительно на 1 МДж/кг) по сравнению с авиакеросином [10]. В то же время массовая доля углерода в FT-топливе меньше чем у авиакеросина, поэтому абсолютная эмиссия CO_2 при замене авиакеросина на FT-топливо понижается на несколько процентов [10]. Однако сам процесс производства синтетического FT-топлива сопровождается дополнительной эмиссией CO_2 , причем суммарная эмиссия CO_2 может оказаться даже большей, чем при сжигании авиакеросина, поэтому интегрально применение FT-топлива в авиационных двигателях не способно обеспечить понижение эмиссии CO_2 .

Этого недостатка лишен сжиженный природный газ (СПГ). Причем сокращение выбросов CO_2 при сжигании СПГ будет более значительным, чем при сжигании FT-топлива, так как, во-первых, массовая доля углерода в метане, основном компоненте СПГ, меньше, чем в FT-топливе, а во-вторых, СПГ имеет более высокую калорийность и, следовательно, для обеспечения одинакового уровня тяги при использовании СПГ потребуется меньший расход топлива. Это же справедливо, хотя и в меньшей степени,

в отношении сжиженных газов (АСКТ топливо), в том случае, когда в их составе преобладают не слишком тяжелые углеводороды: пропан и бутан.

Тем не менее представляется очевидным, что замена авиакеросина на СПГ, АСКТ топливо или любое другое синтетическое горючее, вырабатываемое из минерального сырья, не способно кардинально решить проблему снижения эмиссии диоксида углерода из авиационных двигателей.

Большинство зарубежных специалистов сходятся во мнении, что наиболее перспективным, с точки зрения снижения выбросов парниковых газов, является биотопливо, так как это топливо обладает уникальным свойством углероднейтральности. Это свойство состоит в том, что при сгорании биотоплива в атмосферу выделяется то же количество CO_2 , которое было поглощено ранее растительным сырьем при фотосинтезе глюкозы [11]. Кроме того, биотопливо обладает и другим очень важным достоинством – оно практически не содержит серы и ароматических углеводородов.

Исследования последних лет показали, что спектр эмитируемых в атмосферу веществ из реактивных двигателей не только существенно шире, чем установлено рамками ИКАО, но зависит также от типа двигателя, от его совершенства, размеров и даже от реального состава используемого топлива. Требования к авиационным керосинам существуют достаточно давно, что отражено соответствующими стандартами. Однако серьезных комплексных исследований влияния на эмиссионные характеристики двигателя, например, реального содержания в авиатопливе различных групп углеводородов или использования в камерах сгорания альтернативных (СПГ, АСКТ), синтетических (FT-топливо, биотопливо, синтез-газ и др.) и композитных топлив пока не проводилось. Также, весьма условно, были введены и ограничения по содержанию серы в топливе. Возможно, будет необходимо в ближайшие годы провести ряд соответствующих исследований, чтобы появилась уверенность в достаточности современных или необходимости новых требований как к традиционным, так и к синтетическим авиатопливам с точки зрения минимизации воздействия авиации на атмосферные процессы.

2. Особенности воздействия авиации на атмосферу и климат

Проблема влияния авиации на атмосферные процессы возникла сравнительно недавно и была инициирована в начале 70-х годов прошлого столетия первыми оценками возможного влияния полетов сверхзвуковых пассажирских самолетов на озоновый слой [12, 13]. Комплексные исследования, касающиеся возможного воздействия полетов сверхзвуковых пассажирских самолетов на озоновый слой, в 70-х годах проводились, в основном, в рамках международных программ CIAP (США), COMESA и COVOS (Европа). На основе этих исследований был сделан вывод о том, что регулярные полеты 100 сверхзвуковых самолетов типа «Конкорд» на высоте 17 км приведут к уменьшению глобальной концентрации озона на 0.25% в год. Однако впоследствии эти выводы неоднократно пересматривались в связи с тем, что были получены новые данные по константам скоростей физико-химических процессов в атмосфере, и с тем, что для оценок использовались двумерные фотохимические и даже трехмерные циркуляционные модели атмосферы вместо простейших одномерных. Кроме того, более глубоко были изучены физико-химические процессы, протекающие как в атмосфере, так и в струях реактивных двигателей.

Воздействие авиации на атмосферу определяется целым комплексом взаимосвязанных процессов. В настоящее время нет сертифицированных ограничений на концентрации газовых компонентов и аэрозолей, эмитируемых двигателями самолета на высоте крейсерского полета. Однако уже доказано, что различные газообразные компоненты, главным образом, NO_x , HO_x , CO_x , SO_x , HNO_y , эмитируемые двигателем самолета и сформировавшиеся в выхлопной струе аэрозоли, могут заметно влиять на полную концентрацию озона, облачность, радиационный баланс Земли и климат [14–20]. Однако следует отметить, что в последние годы на повестку дня встал вопрос о разработке норм, ограничивающих эмиссию как газообразных, так и аэрозольных компонентов на крейсерском режиме полета с тем, чтобы минимизировать воздействие регулярных полетов коммерческих самолетов на атмосферные процессы [21].

Озоновый слой – термин, который относится к распределению озона в атмосфере. Как известно, озон формируется в стратосфере в результате рекомбинации молекул O_2 и атомов O . Этот слой защищает жизнь на Земле от вредного ультрафиолетового излучения.

Климат определяется как типичное «поведение атмосферы», и это обычно выражается средними значениями и дисперсией температуры, выпадением осадков и другими физическими параметрами. Парниковые газы в атмосфере поглощают инфракрасное излучение, особенно в области “атмосферного окна” с длиной волны от 8 до 12 мкм, которые иначе ушло бы в космос. Эта радиация нагревает атмосферу, создавая потоки тепла к поверхности и, в свою очередь, нагревая поверхность Земли. При этом происходит выхолаживание стратосферы. Аэрозоли, напротив, рассеивают или поглощают солнечное излучение и препятствуют ему достигнуть поверхности. Это приводит к охлаждающему эффекту. Поэтому эмиссия парниковых газов и аэрозолей изменяет существующий радиационный баланс атмосферы и изменяет скорость нагревания и охлаждения приземного слоя (слой высоты $0 \div 5$ км).

Степень влияния авиации на атмосферу зависит от количества и типа эмитируемых химических соединений. Поэтому понимание механизмов их образования и возможность прогнозирования их эмиссии на количественном уровне при изменении параметров рабочего процесса двигателя и внешних условий являются одними из ключевых вопросов в этой проблеме. Их решение позволит также определить эмиссионные характеристики на этапе проектирования двигателей, разработать эффективные методы предотвращения образования экологически опасных компонентов и загрязняющих атмосферу веществ, повысить эффективность сжигания топлив и определить болевые точки при оценке экологических последствий эмиссии загрязняющих веществ в атмосферу объектами энергетического комплекса и авиацией в ближайшем будущем.

Подобные исследования как в Европе, так и в США ведутся широким фронтом с начала 90х годов прошлого столетия. Они финансируются Европейским Сообществом, NASA, Американским научным Фондом и рядом других международных организаций. Эти исследования проводились в рамках международных программ AEAP, AERONOX, AEROCONTRAIL, CHEMICON, SULFUR 1-7, SUCCESS, PARTEMIS, TRADEOFF, EXCAVATE и др.

При проведении анализа динамики образования и трансформации различных газообразных соединений и аэрозолей, эмитируемых авиационными двигателями, приходится иметь дело с тремя существенно отличающимися друг от друга (по параметрам и по особенностям физико-химических процессов) объектами. Это – камера сгорания, в которой происходит сжигание топлива и образование основных

газообразных соединений, ионов и полидисперсного ансамбля нейтральных и заряженных сажевых частиц; тракт двигателя на участке от среза камеры сгорания до выходного сечения сопла, где происходит трансформация химического состава продуктов сгорания; и выхлопная струя, в которой смешение горячих ($T_0=600$ K) газов с холодным ($T_a=300-220$ K) атмосферным воздухом приводит к изменению концентрации газовых компонентов, а также к образованию заряженных кластеров, жидких (органических и сульфатных) и твердых (ледовых) аэрозольных частиц.

Процессы в струе существенным образом зависят от динамики формирования различных газообразных веществ, особенно от аэрозолеобразующих соединений (SO_3 , H_2SO_4 , органика, ионы, сажевые частицы) в камере сгорания и тракте энергоустановки. Жидкие летучие аэрозоли, формирующиеся в выхлопной струе, – это главным образом частицы сульфатного и органического аэрозоля. Формирование мельчайших капелек жидких сульфатов ($\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$) (диаметром 1–10 нм) в основном обусловлено эмиссией конденсируемых газов типа водяного пара (H_2O) и H_2SO_4 или SO_2 и SO_3 , которые могут преобразовываться в H_2SO_4 . Помимо оксидов серы в различных формах (SO_x), газообразного H_2SO_4 и водяного пара заметное влияние на формирование аэрозольных частиц оказывают ионы, HNO_3 и органика (CH_2O и др.). Множество модельных исследований продемонстрировало, что эмиссия оксидов серы (SO_2 , SO_3) и, особенно, сульфатных аэрозольных частиц может значительно воздействовать на площадь поверхности сульфатного стратосферного аэрозольного слоя. Кроме того, эмиссия сульфатных аэрозольных частиц в стратосферу, вызванная полетами сверхзвуковых гражданских самолетов, может привести к уменьшению концентрации озона.

3. Формирование газообразных компонентов, ионов и сажевых частиц в камере сгорания

В настоящее время для двигателей коммерческих самолетов в качестве топлива используется керосин. Авиационный керосин представляет собой смесь различных углеводородов: н-парафины, изо-парафины, циклопарафины, ароматические углеводороды, а также включает в небольшом количестве серу [22]. В таблице 1 приведены свойства и состав типичного авиационного топлива, используемого за рубежом.

Таблица 1. Типичные свойства и состав авиационного топлива

Свойства	JP-4	JP-5	JP-7	JP-8 (Jet A/A-1)	RP-1
Приближенная формула	$\text{C}_{8.5}\text{H}_{17}$	$\text{C}_{12}\text{H}_{22}$	$\text{C}_{12}\text{H}_{25}$	$\text{C}_{11}\text{H}_{21}$	$\text{C}_{12}\text{H}_{24}$
Отношение Н/С	1.99	1.87	2.02	1.91	1.98
Температура кипения	140-460	360-495	370-480	330-510	350-525
Точка замерзания	-80	-57	-47	-60 JP-8/Jet A-1; -50 Jet A	-55
Ароматика, об. %	10	19	3	18	3
Нафтенy	29	34	32	20	58

Парафины	59	45	65	60	39
Олефины	2	2	—	2	—
Сера, ppm	370	470	60	490	20

Состав отечественного авиационного керосина ТС1 близок к составу топлива JP-8. Для моделирования воспламенения и горения авиационного керосина были предложены различные суррогатные смеси [22]. Например, смесь, предложенная для моделирования горения авиационного топлива JP-8, состоит из 5 % изо-октана, 5 % метилциклогексана, 5 % метилсилена, 5 % циклооктана, 15 % бензол бутила, 15 % тетрадекана, 10 % гексадекана, 5 % бутилбензола, 5 % тетралина, 5 % 1-метил нафталена и 5 % 1,2,4,5-тетраметилбензола. Из-за сложности химического состава детальное моделирование горения керосина затруднительно. Douthe и др. [23] провели химический анализ продуктов сгорания смеси, состоящей из 79 % алканов, 10 % циклоалканов и 11% ароматических углеводородов, и показали, что эту смесь можно рассматривать в качестве суррогатного топлива при исследовании керосинового пламени. Как показано в [23], структуры пламени в n-декане и в керосине – подобны. Таким образом, химический состав керосина может быть смоделирован смесью, включающей 89 % n-декана и 11 % ароматических углеводородов, например, бензола, толуола, этилбензола и нафталина. Экспериментально было показано, что характеристики горения топлива Jet-A практически полностью совпадают с соответствующими характеристиками смеси 80 % n-C₁₀H₁₂ и 20 % C₆H₆ (см., например, [24]).

Кинетическая модель для горения керосина в воздухе должна быть дополнена механизмом реакций с S- и N-содержащими компонентами и механизмом образования ионов и сажевых частиц. Авиационный керосин содержит серу в количестве от 0.001% до 0.3% по массе. Сера присутствует в топливе в ароматических соединениях углеводородов. В процессе окисления образуются различные S-содержащие компоненты (в бедных пламенах это главным образом - SO_x (x=1, 2, 3) и HSO₃). Кинетическая модель должна описывать достаточно точно соотношение между SO₂, SO₃ и HSO₃ как в камере сгорания, так и в тракте двигателя. Такая модель была разработана российскими учеными [24,25]. Отметим, что созданию реакционных механизмов для описания образования различных S-содержащих соединений при окислении H₂S и SO₂ были посвящено достаточно много работ, в том числе и зарубежных ученых.

3.1. Образование газовых компонентов

N-содержащие компоненты образуются при окислении атмосферного азота в высоко температурной области камеры сгорания. Основные компоненты – это NO и NO₂. За образование NO_x ответственны следующие механизмы: (1) расширенный механизм Зельдовича; (2) prompt-механизм или механизм Фенимора; (3) NO₂ - механизм; (4) N₂O - механизм и (5) NNH - механизм.

Расширенный механизм Зельдовича включает окисление N₂ молекулами O₂ (N₂+O=NO+N, N+O₂=NO+O) и реакцию атомов N с радикалами OH (N+OH=NO+H). Механизм Фенимора связан с формированием HCN (CH+N₂=HCN+N, O+HCN=NO+CH) и происходит, главным образом, в богатой топливом области камеры сгорания. N₂O - механизм характеризует производство NO в ходе реакций с участием N₂O (N₂O+CO=NCO+NO, N₂O+H=NH+NO, N₂O+O=2NO (он ответствен за

образование NO в бедных смесях)). NO₂ - механизм производит NO в реакциях с NO₂ (NO₂+CO=NCO+NO, NO₂+OH=HO₂+NO, NO₂+H=OH+NO, NO₂+O=NO+O₂, NO₂+M=NO+O+M) и, наконец, NNH - механизм включает реакции с компонентами HNO и N_xH_y.

Кроме формирования NO и NO₂, кинетический механизм формирования N-содержащих компонентов должен описывать образование HNO, HNO₂, HNO₃, NO₃, N_xH_y, соотношение между NO_x и NO₂, а также - между NO_x (NO+NO₂) и NO_y (NO_y=NO_x+N₂O+NO₃+HNO_y). Отношение концентраций NO₂ и NO_x для различных авиационных двигателей изменяется от 5 % до 25 % [26]. Относительная концентрация NO_y близка к 0.01 от концентрации NO_x [27]. Количественная информация об эмиссии HNO₂ и HNO₃ из двигателя самолета чрезвычайно важна для атмосферной химии, для формирования полярных стратосферных облаков и для предсказания влияния авиации на атмосферу. Для авиационной камеры сгорания, работающей в диффузионном режиме, за формирование NO, главным образом, ответственны механизмы Зельдовича и Фенимора. В конверсии NO в NO₂ важную роль играет NO₂-механизм. Следует отметить, что образование NO и NO₂ в камере сгорания сильно связано с этим механизмом. N₂O-механизм дает меньший вклад в образование NO в диффузионной камере сгорания [28], но дает заметный вклад в формирование NO в гомогенной камере сгорания, где происходит горение обедненной топливом смеси. Вклад NNH-механизма существенно более слабый, и достаточно часто им можно пренебрегать при расчете эмиссионных характеристик современных камер сгорания.

Чтобы предсказывать уровень эмиссии NO_x, CO_x и несгоревших углеводородов (C_xH_y), в настоящее время используются два различных подхода. Один из них базируется на полуэмпирических формулах, которые включают давление и температуру газа на входе в камеру сгорания и время пребывания газа в камере сгорания (см. например [29]). Другой подход базируется на использовании реакторных моделей, которые вычисляют концентрации NO_x, CO_x, H₂O, C_nH_m и других компонентов в каждом отдельном реакторе, используя детальный кинетический механизм [30]. Заметим, что этот подход может использоваться также, чтобы предсказать эмиссию S-содержащих компонентов и ионов.

Чтобы создать реакторную модель, требуется информация о полях температуры и других параметрах потока внутри камеры сгорания, а также о временах пребывания газа в отдельных зонах камеры. Получить эту информацию можно, применяя методы вычислительной гидродинамики для моделирования турбулентного горения: либо с использованием квазиглобальной модели химической кинетики; либо, полагая, что энерговыделение в поток происходит мгновенно после смешения горючего и окислителя (модель мгновенной диссипации энергии).

Для современных газотурбинных двигателей значения EINO_x изменяются от 12 до 40 г/кг. Чтобы уменьшить эмиссию NO_x до EINO_x=5-8 г/кг, предложено использовать обедненные топливом, заранее перемешанные смеси и предварительное испарение жидкого топлива (английская аббревиатура LPP – lean, premixed, prevaporised). В LPP камере сгорания происходит гомогенное горение бедной топливовоздушной смеси (эквивалентное отношение воздух/топливо 1.8-2). В этом случае максимальная температура в камере сгорания не превышает 2100 K, что значительно меньше, чем для традиционной диффузионной камеры сгорания (T=2400 K). Это приводит к уменьшению образования NO_x в реакциях механизма Зельдовича. Однако LPP камера сгорания имеет более узкий диапазон устойчивой работы по сравнению с обычной диффузионной камерой сгорания и более затрудненный высотный запуск.

В последние годы были разработаны низкоэмиссионные камеры с непосредственным впрыском в камеру обедненной топливом смеси (английская аббревиатура LDI – lean direct injection). Они имеют более широкий диапазон рабочих параметров, чем LPP камеры. Кроме того, эти камеры могут работать и при высоких давлениях ($P=40-60$ атм).

Помимо NO_x , CO , CO_2 камера сгорания эмитирует SO_x и несгоревшие углеводороды (C_xH_y). Индексы эмиссии различных компонентов зависят от конструкции и типа камеры сгорания. Расчеты, выполненные с использованием многореакторной модели [30], показали, что уменьшение тяги двигателя приводит к сильному увеличению

индексов эмиссии CO , C_xH_y и органических соединений (CH_2O и др.) и, напротив, - к уменьшению эмиссии NO_x и CO_2 [31]. В таблице 2 приведены рассчитанные индексы эмиссии для компонентов NO_x , CO , CO_2 , SO_2 , SO_3 , C_xH_y , CH_2O , CH_3OH , C_2HO , а также значения давления и температура воздуха на входе в камеру сгорания для различных режимов работы газотурбинного двигателя при содержании серы в топливе (CST) равном 0.04 %.

Таблица 2. Параметры газа перед камерой сгорания и индексы эмиссии основных компонентов на выходе из камеры сгорания двигателя самолёта HISAC

Параметры Режим работы, % тяги	P_k , МПа	T_k , К	$E\text{NO}_x$, г/кг	$E\text{CO}$, г/кг	$E\text{C}_x\text{H}_y$, г/кг	$E\text{SO}_2$, г/кг	$E\text{SO}_3$, г/кг	$E\text{CH}_2\text{O}$, г/кг	$E\text{CH}_3\text{OH}$, г/кг
100%	2.14	755	36.4	0.72	0.06	0.783	0.0199	$5 \cdot 10^{-3}$	$2.5 \cdot 10^{-4}$
85%	1.88	727	29.2	11.3	1.2	0.781	0.0213	$9.5 \cdot 10^{-2}$	$6.5 \cdot 10^{-3}$
30%	0.89	591	12	76.7	12.9	0.748	0.0256	$5.3 \cdot 10^{-1}$	$1.1 \cdot 10^{-1}$
7%	0.41	485	8.7	105	18.8	0.723	0.0205	$3.1 \cdot 10^{-2}$	$1.3 \cdot 10^{-2}$

Кроме указанных нейтральных компонентов в камере сгорания при горении углеводородного топлива формируются ионы и электроны [25,32]. Ионы могут индуцировать нуклеацию летучих аэрозолей и интенсифицировать коагуляцию аэрозольных частиц [33]. Другой возможный механизм влияния ионов на формирование летучих и нелетучих (с сажевым ядром) аэрозольных частиц связан с взаимодействием ионов и сажевых частиц. Ионы могут присоединяться к сажевым частицам, индуцировать заряд на поверхности частиц и, как следствие, инициировать осаждение дипольных молекул и различных водорастворимых веществ на поверхности сажевых частиц [34].

3.2. Особенности образования ионов

Следует отметить, что большинство исследований по формированию ионов проводилось в пламенах [35]. Состав ионов сильно зависит от соотношения

топливо/воздух (ϕ) и от типа топлива (водород, углеводороды, авиационный керосин и т.д.). В углеводородо-воздушных пламенах образуются как положительные: $C_2H_3O^+$, $C_3H_3^+$, CH_3^+ , HCO^+ , $C_3H_5O^+$, $C_3H_7O^+$, H_3O^+ , H_2O^+ , O_2^+ , NO^+ , NO_2^+ , так и отрицательные HCO_2^- , HCO_3^- , CO_3^- , CO_4^- , O_2^- , OH^- , NO_2^- , NO_3^- , CN^- ионы. В богатых смесях ($\phi > 1$), могут формироваться тяжелые углеводородные ионы $C_{13}H_9^+$, $C_{19}H_{11}^+$, $C_{22}H_{12}^+$, $C_{55}H_{19}^+$, а также положительно заряженные молекулы фуллеренов [36]. Измерения за камерой сгорания показали присутствие ионов $C_xH_yO^+$ и $C_xH_yO^-$, а также ионов SO_3^- , SO_4^- и HSO_4^- [37]. Чтобы понять механизмы и основные пути формирования ионов, экспериментальные данные должны быть дополнены численным моделированием. Поэтому были развиты достаточно сложные кинетические модели, описывающие формирование заряженных компонентов при горении различных топлив [25,38,39]. Процессы формирования ионов в камере сгорания авиадвигателя более сложны, чем в ламинарных пламенах. Большинство современных авиационных камер сгорания работает в диффузионном режиме, и состав топливоздушная смеси сильно отличается в различных областях камеры сгорания. Поэтому в камере сгорания могут формироваться различные ионы. Время пребывания газа в камере сгорания (5-10 мс) намного меньше, чем в пламени (~100 мс). Полная концентрация ионов на выходе из камеры сгорания авиадвигателя была измерена [40] и составила $\sim 2 \cdot 10^8 \text{ см}^{-3}$. Однако внутри камеры сгорания концентрация ионов и электронов может быть оценена только численно.

Чтобы моделировать процессы образования заряженных газообразных компонентов внутри камеры сгорания, надо применять приближенные модели горения, например, модель плоского фронта пламени. Расчеты полей концентраций различных ионов внутри камеры сгорания авиационного двигателя были выполнены [32]. Оказалось, что в диффузионной камере сгорания максимальная концентрация ионов наблюдается в богатой топливом зоне камеры сгорания, расположенной перед фронтом пламени (см. рис. 1) и для $C_2H_3O^+$ достигает $10^{11} - 10^{12} \text{ см}^{-3}$. В этой зоне максимальная концентрация отрицательно заряженных компонентов выявляется для электронов и ионов HCO_3^- . Однако, на выходе из камеры сгорания концентрации этих компонентов незначительны. На выходе из камеры сгорания присутствуют только ионы NO^+ , H_3O^+ , SO_3^- , HSO_4^- или NO_3^- .

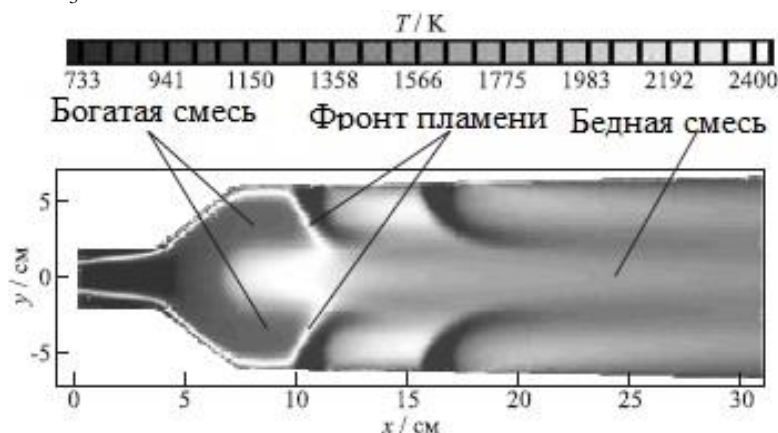


Рис 1. Поле температур в камере

Предсказанная при численном моделировании полная концентрация положительных (отрицательных) ионов на выходе из камеры сгорания составляет $2 \cdot 10^8 \text{ см}^{-3}$, что находится в хорошем соответствии с измерениями [40]. Следует заметить, что состав ионов сильно зависит от содержания серы в топливе.

3.3. Образование сажевых частиц

Частицы сажи формируются в богатой топливом зоне камеры сгорания из-за кластеризации и поверхностного роста предвестников сажи, это полииновые молекулы и полиароматические углеводороды [41]. В соответствии с современными моделями молекулы пирена, состоящие из четырех ароматических колец, являются главным строительным материалом сажевых частиц. Первичные частицы (кластеры) с радиусом приблизительно 1 нм образуются из молекул пирена в результате их коалесценции. В богатой топливом зоне камеры сгорания концентрация молекул пирена может достигать $10^{12} - 10^{14} \text{ см}^{-3}$, а концентрация первичных кластеров (зародышей сажевых частиц) $10^{11} - 10^{12} \text{ см}^{-3}$.

Следует отметить, что продукты горения углеводородных топлив - это типичная пылевая плазма. Она состоит из различных молекулярных газов, ионов, электронов, углеродных кластеров и сажевых частиц. Поэтому, чтобы предсказывать распределение частиц сажи по заряду и размеру, необходимо принять во внимание плазмо-химические процессы, происходящие в камере сгорания. Такие модели были построены в последние годы сотрудниками ГНЦ ЦИАМ [42-44]. Эти модели позволили объяснить измеренное в эксперименте симметричное распределение сажевых частиц по заряду в углеводородно-воздушном пламени. В созданных моделях учитывается, что ионы и электроны, присутствующие в богатой топливом зоне камеры сгорания, присоединяются к кластерам и частицам сажи. В результате первоначально нейтральные кластеры и частицы приобретают значительный заряд. Заряженные кластеры с противоположной полярностью коагулируют намного быстрее, чем нейтральные. Кроме того, заряженный кластер индуцирует заряд на нейтральной частице. Поэтому при взаимодействии нейтрального и заряженного кластеров (частиц) появляются дополнительные силы, усиливающие коагуляцию кластеров [33] и, как следствие, облегчающие формирование частиц сажи [42-44]. Даже маленькие частицы с радиусом $a = 4 \text{ нм}$ могут приобрести заряд $Q=4-5e$ (e - заряд электрона). Более крупные частицы сажи размером 40 нм приобретают заряд (15-30) e в области камеры сгорания, находящейся непосредственно перед фронтом пламени.

Наличие заряда на поверхности кластера (или сажевой частицы) усиливает осаждение молекул, имеющих постоянный дипольный момент, на поверхности частиц сажи. Например, коэффициент прилипания молекул H_2O к частице с $a=4 \text{ нм}$ и $Q=5e$ в 10 раз больше при $T=2000 \text{ К}$ и $P=10^6 \text{ Па}$, чем для нейтрального кластера. Вычисления показали, что заметная доля частиц сажи ($\sim 10\%$), имеющих относительно большой заряд, может аккумулировать водорастворимые компоненты (это молекулы, обладающие собственным дипольным моментом H_2O , SO_2 , NO_2 , HNO_3 , CH_2O и др.) внутри камеры сгорания. Этот процесс приводит к изменению гетерогенных свойств поверхности сажевых частиц и увеличению их гидрофильности.

Анализ ИК-Фурье спектров сажи, собранной за камерой сгорания, показал, что такая сажа состоит из двух различных фракций: *основная фракция*, содержащая аморфный углерод, и *фракция примесей*, характеризующаяся сложной структурой и значительным количеством водорастворимых веществ, таких как органические сульфаты, S-

содержащие ионы и органические молекулы, на поверхности частиц сажи. До ~13.5 % водорастворимых веществ может осаждаться на частицах сажи внутри камеры сгорания [45]. На основании анализа экспериментов и численных расчетов был сделан вывод, что основная фракция формируется из нейтральных кластеров или частиц с маленьким зарядом ($Q \leq 2e$). Эти частицы не могут аккумулировать полярные молекулы внутри камеры сгорания и являются гидрофобными. Наоборот, фракция примесей демонстрирует высокий уровень гидрофильности. Она формируется из частиц, имеющих достаточно большой заряд ($Q > 10e$).

4. Изменение состава продуктов сгорания в тракте двигателя

Быстрое расширение горячих газов, образующихся в камере сгорания реактивного двигателя, в турбине и сопле (оно происходит за 5-7 мсек) приводит к неравновесному изменению химического состава продуктов сгорания и к перераспределению заряда на сажевых частицах. Исследования этих процессов начались в конце 90х годов [46,47] и продолжаются по сей день [32,48].

Проведенные исследования показали, что концентрация таких сильных оксидантов как О, ОН, НО₂ в продуктах сгорания, основу которых составляют N₂, О₂, СО₂ и Н₂О, очень сильно изменяется на участке от среза камеры сгорания до среза сопла. Так например, для двигателя RB211 на крейсерском режиме полета самолета В-737 индекс эмиссии ОН меняется от 5.4 г/кг на выходе из камеры сгорания до 66 мг/кг на срезе сопла. В тракте двигателя происходят реакции ОН с NO, NO₂, SO₂ и другими компонентами смеси. Поэтому концентрация ОН в выхлопной струе составляет всего 1 ppm, что хорошо коррелирует с экспериментами по детектированию ОН в струе двигателя в полетных условиях [49]. Здесь же происходит образование SO₃ и H₂SO₄ вследствие окисления SO₂, являющимся основным серосодержащим компонентом, образующимся при горении авиационных керосинов в камере сгорания. Количество SO₃ и H₂SO₄, а также NO₃ и HNO₂ (хотя и значительно слабее, чем SO₃ и H₂SO₄) в выхлопе зависит от концентрации серы в топливе. Примерно 3-5 % SO₂ может превратиться в SO₃ и H₂SO₄ в зависимости от условий расширения газа в турбине и сопле. Значительно изменяется и концентрация NO₃, HNO₂, HNO₃ и элементов группы N_xH_y и, наоборот, мольная доля таких компонентов смеси как NO и NO₂ меняется не столь заметно. Это говорит о том, что эмиссионные характеристики двигателя по NO_x определяются в основном совершенством камеры сгорания.

Несмотря на значительное увеличение концентрации HNO₂ и NO₃ на участке от выхода из камеры сгорания до среза сопла, полное количество HNO₂, HNO₃ и NO₃ составляет не более 1% от NO_x в выхлопе двигателя, что хорошо соответствует измерениям концентраций этих компонентов в струе двигателя [27].

Впервые было показано, что заметная концентрация серосодержащих компонентов HSO₄⁻, SO₂, SO₃, H₂SO₄ в выхлопе газотурбинного двигателя реализуется даже в том случае, если в топливе не содержится сера. Обусловлено формирование указанных компонентов в тракте двигателя в этом случае трансформацией находящихся в атмосферном воздухе S-содержащих компонентов COS, CS₂, H₂S и SO₂ в SO₃ и H₂SO₄ при сжигании углеводородного топлива с воздухом в камере сгорания [50].

В таблице 3 (см. таблицу на следующей странице) для содержания серы в топливе CCT=0.04 % дано сравнение рассчитанных индексов эмиссии различных компонентов в

выходном сечении камеры сгорания и выходном сечении сопла для двухконтурного турбореактивного двигателя с внутренним смешением потоков первого и второго контуров, рассмотренного в качестве базового двигателя для перспективного сверхзвукового самолета бизнес-класса в проекте HISAC 6-ой рамочной программы ЕС. Видно, что для большинства компонентов индексы эмиссии на выходе из камеры сгорания и на выходе из двигателя различаются весьма значительно.

Необходимо также отметить высокую концентрацию органических соединений (CH_2O) в выходном сечении сопла, которая даже при номинальном режиме работы двигателя (85 % максимальной тяги) сопоставима с концентрацией H_2SO_4 . Это значит, что при небольшом содержании серы в топливе ($\text{CCT} < 0.04\%$) основными аэрозольными частицами, формирующимися в струе авиационного двигателя, будут органические аэрозоли на основе раствора $\text{H}_2\text{O}/\text{CH}_2\text{O}$ или $\text{H}_2\text{O}/\text{CH}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$. Этот вывод хорошо коррелирует с результатами измерений концентрации жидких аэрозольных частиц в зависимости от содержания серы в топливе, проведенных в рамках проекта SULFUR-5: для малых значений CCT концентрация аэрозольных частиц не менялась с увеличением CCT [51].

Таблица 3. Индексы эмиссии различных компонентов EI(M) в выходном сечении камеры сгорания и сопла самолета HISAC

Тяга, %	100%		85%		30%	
	сопло	камера сгорания	сопло	камера сгорания	сопло	камера сгорания
SO_2	0.73	0.783	0.69	0.781	0.705	0.748
H_2SO_4	0.054	0	0.029	0	0.0188	0
NO_x	35.6	36.4	26.5	29.2	11.2	12
CO	0.59	0.72	10.21	11.3	72.5	76.7
CO_2	3122	624	2873	574	2895	579
C_xH_y	0.12	0.06	0.48	1.2	10.7	12.9
CH_2O	$3.8 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-3}$	$3.7 \cdot 10^{-2}$	$9.5 \cdot 10^{-2}$	$5.75 \cdot 10^{-1}$	$5.3 \cdot 10^{-1}$
CH_3OH	$3.8 \cdot 10^{-4}$	$2.5 \cdot 10^{-4}$	$8.33 \cdot 10^{-4}$	$6.5 \cdot 10^{-3}$	$0.8 \cdot 10^{-1}$	$1.1 \cdot 10^{-1}$
C_2OH	$3 \cdot 10^{-6}$	$1.2 \cdot 10^{-3}$	$4 \cdot 10^{-4}$	$2.3 \cdot 10^{-2}$	$1.38 \cdot 10^{-1}$	$2 \cdot 10^{-1}$

5. Процессы в выхлопной струе реактивного двигателя

Из анализа, представленного в предыдущем разделе, следует, что в выходном сечении сопла газотурбинного двигателя газ содержит значительное число различных соединений, включая ионы, нейтральные и заряженные сажевые частицы, газовые компоненты, являющиеся предвестниками образования аэрозольных частиц: H_2O , SO_3 , H_2SO_4 , HNO_3 , органические молекулы (например, CH_2O).

Охлаждение относительно горячих газов ($T \approx 600$ K), истекающих из сопла, обусловленное смешением выхлопных газов с холодным атмосферным воздухом ($T_a \approx 220$ K), приводит к целому комплексу неравновесных физико-химических процессов. Это: трансформация химического состава смеси; формирование кластерных ионов; генерация жидких сульфатных ($\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$) или органических ($\text{H}_2\text{O}/\text{CH}_2\text{O}$) аэрозольных частиц с $d=2-14$ нм; формирование достаточно крупных частиц с $d=0.1-1$ мкм с сажевым ядром, покрытым раствором $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$ и $\text{H}_2\text{O}/\text{органика}$, и ледовых

частиц (при достижении условий пресыщения раствор/лед происходит замерзание осажженной на сажевых частицах жидкой оболочки). Все эти процессы протекают на фоне сложной газодинамической структуры потока, обусловленной турбулентным смешением продуктов, истекающих из сопла двигателя (обычно двухконтурного), с воздухом, в состав которого входят малые атмосферные газы: O_3 , CO_x , HO_x , SO_x , H_2O_x , H_xS , CS_x ($x=1, 2$), NO_y ($y=1-3$), HNO_z ($z=1 \dots 4$), N_2O , N_2O_5 , CH_4 , C_nH_m , CH_yO_x , COS , HCl , Cl_x , ClO_x , CCl_z , $CFCl_y$, CF_xCl_x , $HOCl$.

Следует отметить, что несмотря на значительное число как экспериментальных, так и теоретических работ по исследованию этих процессов многие вопросы остаются еще нерешенными. Так, до сих пор не поняты механизмы образования достаточно крупных (с $d > 10$ нм) жидких аэрозольных частиц. Нет также полного понимания механизмов активации сажевых частиц, которые переводят первоначально гидрофобные частицы сажи в гидрофильные (т.е. способные осажждать пары H_2O на своей поверхности). Эти механизмы являются ключевыми для описания процессов образования конденсационных следов и формирования дополнительной облачности в тропосфере в результате полетов коммерческих самолетов. Например, большие надежды возлагались на так называемую «ионную» модель формирования жидких аэрозольных частиц [52], которая рассматривает кинетический процесс коагуляции заряженных кластерных ионов и нейтральных молекул H_2O , H_2SO_4 , как основной для образования аэрозолей. На основе этой модели удалось объяснить наличие в струях дозвуковых самолетов достаточно большого количества $N_a \approx 10^6 \text{ см}^{-3}$ относительно крупных жидких частиц с $d > 14$ нм [53]. Однако соответствия результатов численного моделирования экспериментальным данным удалось добиться только при концентрации ионов на срезе сопла $N_i = 2 \cdot 10^9 \text{ см}^{-3}$, что более чем в 10 раз превышает измеренные и рассчитанные с использованием детальных моделей значения N_i . Второе некорректное предположение авторов этой модели заключалось в том, что они уменьшили коэффициент конденсации для мелких кластеров с диаметром $d=1-6$ нм до 0.01, а для относительно крупных частиц с $d > 6$ нм он принимался равным 1. Выполненные в последнее время эксперименты и расчеты методами молекулярной динамики показали, что как для мелких, так и для крупных кластеров этот коэффициент близок к 1.

В ГНЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова также были созданы детальные микрофизические модели образования кластерных ионов и жидких сульфатных аэрозолей, взаимодействующих с полидисперсным ансамблем сажевых частиц, и учитывающие процессы активации последних за счет коагуляции с сульфатными аэрозолями и гетерогенной бинарной нуклеации H_2O/H_2SO_4 на поверхности сажевых частиц [50, 54, 55]. На основе разработанных моделей проведен анализ влияния образования в тракте газотурбинных двигателей ионов и сернистых соединений: (SO_2 , SO_3 , H_2SO_4) на формирование сульфатных аэрозолей и кластерных ионов в выхлопных струях современных пассажирских дозвуковых самолетов. Показано, что присутствие в выходном сечении сопла двигателя SO_3 и H_2SO_4 , образующихся в тракте реактивного двигателя, даже при отсутствии серы в топливе приводит к образованию мелких сульфатных аэрозольных частиц с диаметром не более 1.2 нм с концентрацией $\sim 10^4 - 10^5 \text{ см}^{-3}$ (при $d > 1$ нм). Наличие сульфатных аэрозолей в струе двигателя, даже работающего на топливе, не содержащем серы, приводит к важному выводу, что и в струе двигателей, использующих водород, также будут формироваться жидкие частицы из тройного раствора $H_2O/H_2SO_4/HNO_3$.

Эмитируемые из сопла двигателя частицы сажи (их радиус лежит в интервале $\sim 5-100$ нм) даже на небольших расстояниях от среза сопла (25-100 м) могут

аккумулировать на себе раствор $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$ или $\text{H}_2\text{O}/\text{CH}_2\text{O}$ как за счет гетерогенной нуклеации из газовой фазы, так и за счет осаждения мелких сульфатных аэрозолей при их коагуляции с частичками сажи. На заряженных сажевых частицах эти процессы протекают с большей интенсивностью. Кроме того, на них возможно непосредственное осаждение дипольных молекул H_2O и H_2SO_4 вследствие электростатического взаимодействия. В зависимости от содержания серы в топливе от 5 % до 15 % сажевых частиц могут быть покрыты раствором $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$ с добавками органики и HNO_3 .

Наличие жидкого раствора на поверхности сажевых частиц является одним из определяющих факторов для формирования видимого (конденсационного) следа самолета. Дело в том, что чистые сажевые частицы гидрофобны и даже при достижении в струе пересыщения по парам воды конденсации H_2O на чистых сажевых частицах не происходит. Она возможна только на тех частицах, поверхность которых покрыта раствором $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$ или $\text{H}_2\text{O}/\text{CH}_2\text{O}$. В результате конденсации паров H_2O радиус этих частиц увеличивается, и для крупных частиц он достигает 1 мкм. Формирование таких крупных аэрозолей, содержащих в центре сажевую частицу, покрытую очень слабым раствором $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$, происходит уже на расстоянии 200 м от среза сопла. При уменьшении температуры до 230-240 К происходит замерзание раствора (слабый раствор $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$) на этих частицах [55]. Концентрация их в струе составляет $10^2\text{-}10^4 \text{ см}^{-3}$. Именно эти частицы формируют видимый след самолета и могут инициировать дополнительное образование облаков.

Таким образом, эмиссия из авиационных двигателей в атмосферу служит причиной образования дополнительного (по сравнению с естественным уровнем) количества твердых (сажевые и ледовые) и жидких (сульфатные и органические) микрочастиц в верхней тропосфере и нижней стратосфере.

6. Авиация и стратосферные аэрозоли

На высоте от 15 до 35 км (с максимумом концентрации на 20 км) в атмосфере присутствуют сульфатные аэрозоли и частицы, состоящие из тройных сверхохлажденных растворов $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4/\text{HNO}_3$. Размер этих частиц находится в диапазоне 0.01-1 мкм. Их количество в существенной степени зависит от вулканической деятельности. Так, извержение вулкана Пинатубо в июне 1991 г. инициировало формирование новых сульфатных частиц. В результате площадь поверхности сульфатных аэрозолей увеличилась в 50 раз. Эволюция состава и фазового состояния таких аэрозолей интенсивно изучается. Это является принципиальным для понимания механизмов формирования стратосферных облаков в полярных областях Земли.

Облака, наблюдаемые на высотах 14-24 км при температуре $T \leq 195 \text{ К}$, получили название полярных стратосферных облаков 1-ого типа (ПСО I). Они состоят из частичек кристаллического тригидрата азотной кислоты $\text{HNO}_3 \cdot 3\text{H}_2\text{O}$ с размером от 0.15 до 5 мкм. При еще более низких температурах $T \leq 188 \text{ К}$, которые достигается в зимнее время в воздухе над Антарктидой, в этой области формируются ледовые частицы с размером 1-10 мкм. Они очень близки по свойствам к частицам, из которых состоят высокие перистые облака в тропосфере. Образования, состоящие из таких кристалликов льда, получили название полярных стратосферных облаков 2-ого типа (ПСО II).

Установлено, что гетерогенные процессы, протекающие на поверхности аэрозольных частиц, играют определяющую роль в разрушении озона на высоте 15-25 км.

Упомянутое выше извержение вулкана Пинатубо вызвало зимой 1992/93 годов уменьшение концентрации озона в средних широтах на 3-4 %. Оценки, проведенные на основе двумерных фотохимических моделей, содержащих блок для описания формирования аэрозолей, показали, что при полной конверсии SO_2 в H_2SO_4 и образовании капелек с размером ~ 10 нм в следе самолета максимальное увеличение площади поверхности сульфатных аэрозолей в коридоре полетов гипотетического флота из 500 сверхзвуковых пассажирских самолетов, курсирующих в широтном коридоре 30-60°N на высоте 18 км со скоростью, равной 2.4 скорости звука (сценарий NASA), может составить 200% по сравнению с природным уровнем. Среднее увеличение концентрации стратосферных сульфатных аэрозолей при таком сценарии составит 22 %, что аналогично извержению небольшого вулкана.

Одним из последствий эмиссии NO_x , HNO_2 , HNO_3 , NO_3 и H_2O из реактивных двигателей при полете в высоких широтах может быть дополнительное образование ПСО I, так как увеличение содержания HNO_3 и H_2O в стратосфере приводит к увеличению пороговой температуры, при которой начинается формирование кристаллов $\text{HNO}_3 \cdot 3\text{H}_2\text{O}$, на 1.7°С. Учет детальной микрофизики образования ПСО I при оценке воздействия авиации на атмосферу в соответствии со сценарием NASA выявил увеличение площади поверхности частиц ПСО I на 20% на высоте $H=15$ км и широте 70°N и появление ПСО I даже на сравнительно низких широтах (60°N).

К сожалению, отсутствуют исследования по анализу влияния возможного формирования уже в следе самолета частиц $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4/\text{HNO}_3$ и частичек льда на образование стратосферных облаков в высоких широтах. Хотя значительная концентрация сульфатных аэрозолей, возникающих в следе самолета, должна привести к увеличению вероятности образования ПСО всех типов. Поэтому может оказаться, что проведенные в настоящее время оценки влияния полетов сверхзвуковых самолетов на стратосферный аэрозольный слой и образование ПСО занижены, и они должны быть пересмотрены с учетом новых данных по исследованию образования конденсированной фазы в стратосфере, по моделированию роста частиц в следе самолета и последующей их эволюции в атмосфере.

7. Авиация и климат

Наименее исследованный в настоящее время вопрос – климатические последствия полетов авиационных транспортных средств в верхней тропосфере (на высоте 10-12 км). Это объясняется сложностью анализа большого количества взаимосвязанных процессов, протекающих в этой области атмосферы: тропосферно-стратосферный обмен, формирование облаков, широтный и меридиональный перенос воздушных масс, физико-химические превращения в газовой фазе и на поверхности аэрозолей. Этот район наиболее чувствителен и к парниковому эффекту, вызываемому увеличением концентрации H_2O , CO_2 , N_2O , CH_4 и других поглощающих инфракрасное излучение газов.

Надо сказать, что вклад от выбросов авиацией H_2O весьма мал по сравнению с фоновым уровнем, но последствия *дополнительного образования перистых облаков* вследствие этих выбросов в тропосфере могут оказаться весьма серьезными. Такие облака вызывают значительный парниковый эффект. Оценки показали, что обусловленное конденсационными следами максимальное увеличение облачности, равное 2-3.5 %, наблюдается в январе в Северо-Атлантическом коридоре полетов (усредненная величина для Европы $\cong 0.5$ %). Климатические последствия роста

облачности - изменение радиационного баланса атмосферы и повышение температуры у поверхности Земли. Оказалось, что увеличение облачности на 10 % приводит к повышению температуры у поверхности Земли на 1.2-1.4 К.

Важную роль в формировании климата играет и тропосферный аэрозольный слой. Он отличается по составу от стратосферного слоя. Концентрация аэрозолей при переходе от нижней стратосферы к верхней тропосфере уменьшается в 10 раз. Основную часть составляют сульфатные аэрозоли, но содержание H_2SO_4 в них снижается по сравнению со стратосферой с 75 % до 60 % из-за увеличения относительной влажности. При уменьшении высоты H_2SO_4 частично нейтрализуется и формируется сульфат аммония. Элементный анализ показал наличие в верхней тропосфере микрочастиц земной коры, содержащих кремний и кальций, частиц металлов - железа, алюминия, цинка, олова, а также сажи. Причем основной вклад в образование сажевого тропосферного слоя вносит авиация. Основу сажи составляют сферические частицы размером 20-40 нм.

В атмосфере они существуют в виде цепочек агломератов размером 0.1-0.5 мкм. Они могут играть значительную роль в радиационном балансе тропосферы. Находясь внутри облачных капель, сажевые частицы уменьшают отражательную способность на 30 % по сравнению с чистой водой для длин волн менее 1 мкм. Регистрация в следе дозвукового самолета частиц диаметром 0.15 мкм (оптимальный размер для формирования облачных ядер конденсации) приводит к важным выводам о возможном увеличении концентрации этих ядер в тропосфере вследствие воздействия авиации.

Чтобы оценить полный климатический эффект полетов авиации в верхней тропосфере, необходимо иметь информацию о гетерогенном разрушении различных соединений. Так, на поверхности сажевых частиц активно распадается O_3 и происходит гибель NO_2 и HNO_3 с конверсией в NO , что также вносит вклад в уменьшение содержания озона как в верхней тропосфере - в области максимума сажевого аэрозольного слоя, так и в нижней стратосфере, куда могут подниматься сажевые аэрозоли.

Прогнозируемое удвоение потребления топлива авиацией в последующие 18-25 лет может привести к удвоению площади поверхности сажевых частиц в нижней стратосфере и возрастанию в 10 раз их концентрации в коридорах полетов.

8. Заключение

В настоящее время установлено, что как дозвуковая, так и сверхзвуковая авиация может оказывать влияние на атмосферные процессы и климат. Однако вплоть до настоящего времени количественная оценка степени этого влияния не сделана. Обусловлено это недостатком знаний о процессах происходящих в атмосфере, сложностью и междисциплинарностью моделей, необходимых для таких оценок, в которые надо вводить достаточно большое число параметров, величина которых в настоящее время не определена. Тем не менее, уже сейчас понятно, что необходимо вводить специальные нормы на эмиссию в атмосферу двигателями самолётов газовых и аэрозольных компонентов на крейсерском режиме полета с тем, чтобы минимизировать отрицательные последствия авиаперевозок с точки зрения их влияния на атмосферу и климат.

Основные направления исследований в настоящее время включают определение эмиссионных характеристик двигателей, моделирование физико-химических процессов при смешении выбрасываемых из сопла газов с атмосферой, изучение атмосферных процессов, наиболее чувствительных к воздействию авиации в глобальных масштабах.

Нужны более детальные исследования газофазных процессов, протекающих в атмосфере, а также на поверхности частиц стратосферного и тропосферного аэрозольного слоев, динамики образования микрочастиц в верхней тропосфере и нижней стратосфере. Должны быть получены новые данные о гетерогенных реакциях на поверхности частиц полярных стратосферных облаков, на сульфатных аэрозолях, частицах тройных сверхохлажденных растворов и сажевых тропосферных аэрозолях. Важной задачей является определение роли эмиссионных аэрозолей в формировании полярных стратосферных облаков и дополнительной облачности в тропосфере. И, конечно, нужно определить, как происходит трансформация сульфатных и органических аэрозольных частиц, образующихся в ближнем поле струи двигателя при попадании их в атмосферу на временных масштабах ~ 10 с – 1 час и более, т.е. во время диффузионного расплывания выхлопной струи.

Работа выполнена при финансовой поддержке Совета при президенте РФ по поддержке молодых ученых и ведущих научных школ (грант НШ-960.2014.8).

Литература

1. J. E. Penner , D. H. Lister , D. J. Griggs , D. J. Dokken , M. McFarland (eds). *Aviation and the Global Atmosphere*. 384p. IPCC Special Report on Aviation and the Global Atmosphere. Cambridge University Press. Cambridge. UK. 1999.
2. D. S. Lee , D. W. Fahey , P. M. Forster , P. J. Newton , R. C. N. Wit , L. L. Lim , B. Owen , and R. Sausen. Aviation and Global Climate Change in the 21st Century. *Atmospheric Environment*. 2009. V. 43. No. 22-23. P. 3520-3537.
3. D. S. Lee , G. Pitari , V. Grewe , K. Gierens , J. E. Penner , A. Petzold , M. Prather , U. Schumann , A. Bais , T. Berntsen , D. Iachetti , L. L. Lim, R. Sausen. Transport impacts on atmosphere and climate: aviation. *Atmospheric Environment*. **2010**. V.44. P. 4678-4734.
4. European Commission. Reducing Emissions from the Aviation Sector. 2012. ec.europa.eu/clima/policies/transport/aviation/index_en.htm
5. С. А. Волков. Ужесточение норм на эмиссию вредных веществ и соответствие им авиационных двигателей гражданской авиации. *Двигатель*. 2001. Т.16. №4. С.18.
6. ICAO Environmental Report. 2010. http://legacy.icao.int/icao/en/env2010/environmentreport_2010.pdf
7. В.Ф. Третьяков, Т.Н. Бурдейная. Моторные топлива из нефтяного сырья. *Российский Химический Журнал*. 2003. Т. XLVII. № 6. С. 48-52.
8. Г.А. Терентьев, В.М. Тюков, В.Ф. Смаль. Моторные топлива из альтернативных сырьевых ресурсов. М.:Химия. 1989. С. 272.
9. В. Н. Бакулин , Е. М. Брещенко , Н. Ф. Дубовкин , О. Н. Фаворский. Газовые топлива и их компоненты. *Свойства, получения, применение, экология: Справочник*. М.: Изд. дом МЭИ. 2009. С. 614.
10. J. I. Hileman , R.W. Stratton , P. E. Donohoo. Energy content and alternative jet fuel viability. *J. Propul. Power*. 2010. V. 26. N. 6. P. 1184-1195.
11. Е. П. Феофилова , Я. Э. Сергеева , А. А. Ивашечкин. Биодизельное топливо: состав, получение, продуценты, современная биотехнология (обзор.) *Прикладная биохимия и микробиология*. 2010. Т. 46 , № 4. С. 405-415.
12. H. S. Johnston. Reduction of stratospheric ozone by nitrogen oxide catalysis from supersonic transport exhaust. *Science*. 1971. V. 173. P. 517-522.
13. P. J. Crutzen. Ozone production rates in oxygen, hydrogen, nitrogen oxide atmosphere. *J. Geophys. Res.* 1971. V. 76. No. D6. P. 7311-7327.

14. T. Peter , C. Bruehl , P. J. Crutzen. Increase in the PSC-formation probability caused by high-flying aircraft. *Geophys. Res. Lett.* 1991. V.18. No.8. P. 1465-1468.
15. D. K. Weinsenstein , M. K. W. Ko , J. M. Rodriguez, N. D. Sze. Impact of heterogeneous chemistry on model-calculated ozone change due to the high speed civil transport aircraft. *Geophys. Res. Lett.* 1991. V.18. No.11. P. 1991-1994.
16. S. Bekki , J. A. Pyle. Potential impact of combined NO_x and SO_x emissions from future high speed civil transport aircraft on stratospheric aerosols and ozone. *Geophys. Res. Lett.* 1993. V. 20. No. 8. P. 723-726.
17. D. J. Wuebbles , A. Jain , J. Edmonds , D. Harvey , K. Hayhoe. Global change: state of the science. *Environmental Pollution*. 1999. V.100. P. 57-86.
18. G. Pitari , D. Iachetti , E. Mancini , V. Montanaro , N. De Luca , C. Marizy , O. Dessens , H. Rogers , J. Pyle , V. Grewe , A. Stenke, O. A. Søvde. Radiative forcing from particle emissions by future supersonic aircraft. *Atmospheric Chemistry and Physics*. **2008**. V. 8. No. 14. P. 4069-4084.
19. U. Lohmann and J. Feichter. Impact of sulfate aerosols on albedo and lifetime of clouds: A sensitivity study with the ECHAM4 GCM. *J. Geophys. Res.* 1997. V.102. No. D12. P.13. 685- 700.
20. О. Б. Поповичева , А. М. Старик , О. Н. Фаворский. Проблемы влияния авиации на газовый и аэрозольный состав атмосферы. *Известия АН. Физика Атмосферы и Океана*. 2000. Т.36. №. 2. С.163-176.
21. Report HISAC-T-1-06-31. Emissions Criteria. 2006. 61p.
22. R. P. Lindstedt and L. Q. Maurice. A detailed chemical kinetic model for aviation fuels. *J. Propulsion and Power*. 2000. V. 16. P. 187-195.
23. C. Doute , J. L. Delfau , R. Akrich , C. Vovelle. Chemical structure of atmospheric pressure premixed n-decane and kerosene flames. *Comb. Sci. Technol.* 1995. V. 106. No. 4-6. P. 327-341.
24. N. S. Titova , S. A. Torokhov , A. M. Starik. Kinetic modeling of kerosene/air mixture ignition. In *"Nonequilibrium phenomena: Plasma, combustion, atmosphere"* Eds. G. D. Roy , S. M. Frolov , A. M. Starik. Torus press, Moscow. 2009. P. 271-279.
25. A. M. Starik , A. M. Savel'ev , N. S. Titova and U. Schumann. Modeling of sulfur gases and chemiions in aircraft engines. *Aerosp. Sci. Technol.* 2002. V.6. P. 63-81.
26. P. Schulte , H. Schlager , H. Ziereis , U. Schumann , S. L. Baughcum and F. Deidewing. NO_x emission indices of subsonic long-range jet aircraft at cruise altitude: In situ measurements and predictions. *J. Geophys. Res.* 1997. V. 102. P. 21431-21442.
27. U. Schumann , H. Schlager , F. Arnold , J. Ovarlez , H. Kelder , Ø. Hov , G. Hayman , I.S.A. Isaksen , J. Staehelin , and P. D. Whitefield. Pollution from aircraft emissions in the North Atlantic flight corridor: Overview on the POLINAT projects. *J. Geophys. Res.* 2000. V. 105. P. 3605-3631.
28. A. B. Lebedev, A. N. Secundov, A. M. Starik, S. A. Schepin, N. S. Titova. Modeling of N-containing species emission from gas-turbine combustors using detailed kinetic mechanisms. In *Nonequilibrium processes: Combustion and Detonation*. Ed. G. D. Roy , S. M. Frolov , A. M. Starik. Moscow.Torus Press Ltd. 2005. V.1. P.158-167.
29. M. J. Prather, H. L. Wesoky, R. C. Miake-Lye and et al. The Atmospheric Effects of Stratospheric Aircraft: A First Program Report. *NASA Reference Publication 1272*. 1992.
30. A. B. Lebedev , A. N. Secundov , A. M. Starik , N. S. Titova , A. M. Schepin. Modeling study of gas-turbine combustor emission. *Proceedings of Combustion Institute*. 2009. V.32. No.2. P. 2941-2947.

31. A. M. Starik, A. B. Lebedev, A. M. Savel'ev, N. S. Titova. Impact of operating regime on aviation engine emissions: Modeling study. *J. Propulsion Power*. 2013. V.29. No.3. P. 709-717.
32. A. M. Starik, A. M. Savel'ev and N. S. Titova. Plasmachemical processes in aviation combustor and features of pollutant formation. In Proceedings of the Second International Workshop on Cold Atmospheric Pressure Plasmas: Sources and Applications. *Bruges, Belgium, Gent University*. 2005. P. 118-122.
33. А. М. Савельев, А. М. Старик. О механизмах коагуляции заряженных наночастиц, образующихся при горении углеводородных и металлизированных топлив. *Журнал Экспериментальной и Теоретической Физики*. 2009. Т. 135. №2. P. 369-384.
34. A. M. Savel'ev, A. M. Starik. Interaction of ions and electrons with nanoparticles in hydrocarbon combustion plasmas. *Technical Phys.* 2006. V. 51. No. 4. P. 444-452.
35. A. B. Fialkov. Investigations on ions in flames. *Prog. Energy Combust. Sci.* V. 23. P. 399-528.
36. P. Weilmuster, A. Keller, K.H. Homan. 1999. Large molecules, radicals, ions, and small soot particles in fuel-rich hydrocarbon flames. Part I. Positive ions polycyclic aromatic hydrocarbons (PAH) in low-pressure premixed flames of acetylene and oxygen. *Combust. Flame*. 1997. V. 116. No. 1/2. P. 62-83.
37. A. Kiendler, St. Aberle, F. Arnold. Negative chemiions formed in jet fuel combustion: new insights from jet engine and laboratory measurements using a quadrupole ion trap mass spectrometer apparatus. *Atmos. Environ.* 2000. V. 34. No. 16. P. 2623-2632.
38. J. M. Rodrigues, A. Agneray, X. Jaffrézic, M. Bellenoue, S. Labuda, C. Leys, A. P. Chernukho, A. N. Migoun, A. Cenian, A. M. Savel'ev, N. S. Titova, A. M. Starik. Evolution of charged species in propane/air flames: mass-spectrometric analysis and modeling. *Plasma Sources Science and Technology*. 2007. V.16. P. 161-172.
39. J. Prager, U. Riedel, J. Warnatz. Modeling ion chemistry and charged species diffusion in lean methane-oxygen flames. *Proceedings of the Combustion Institute*. 2007. V. 31. P. 1129-1137.
40. H. Haverkamp, S. Wilhelm, A. Sorokin, and F. Arnold. Positive and negative ion measurements in jet aircraft engine exhaust: concentrations, sizes and implications for aerosol formation. *Atmos. Environ.* 2004. V. 38. P. 2879-2884.
41. Soot Formation in Combustion: Mechanisms and Models. Ed. by H. Bockhrom. Springer, Berlin, 1994.
42. A. M. Starik, A. M. Savel'ev and N. S. Titova. Formation of charged nanoparticles in hydrocarbon flames: principal mechanisms. *Plasma Sources Sci. Technol.* 2008. V.17. No. doi. 10. 1088. P. 0963-0252, 17, 4, 045012.
43. А. М. Савельев, А. М. Старик, Н. С. Титова, О. Н. Фаворский. Особенности формирования заряженных и нейтральных наночастиц в углеводородно-воздушных пламенах. *Доклады Академии Наук*. 2008. V. 420. No. 6. P. 752-757.
44. А. М. Старик, А. М. Савельев, Н. С. Титова. Кинетика формирования заряженных частиц в углеводородно-воздушных пламенах. Успехи механики сплошных сред. К 70-летию академика В. А. Левина, Сборник научных трудов. *Владивосток, Дальнаука*. 2009. С. 696-706.
45. О. В. Popovitcheva, N. M. Persiantseva, N. K. Shonija, A. M. Starik, A. N. Secundov, D. A. Usenko, V. M. Zakharov. Aircraft engine soot characteristic as cloud condensation nuclei in upper troposphere. In *Combustion and Atmospheric Pollution*. Ed. by G. Roy, S. M. Frolov, A. M. Starik. *Moscow. Torus Press*. 2003. P. 444-449.

46. S. P. Lucachko and I. A. Waitz , R. C. Miake-Lye , R. C. Brown , M. R. Anderson. Production of sulfate aerosol precursors in the turbine and exhaust nozzle of an aircraft engine. *J. Geophys. Res.* 1998. V. 103. No. D13. P. 16159-16174.
47. А. М. Савельев , А. М. Старик , Н. С. Титова. Исследование динамики образования экологически вредных газов в элементах газотурбинного двигателя. *Теплофизика. Высоких Температур.* 1999. Т. 37. №. 3. С. 495-503.
48. P. E. Yelvington , S. C. Herndon , J. C. Wormhoudt , J. T. Jayne , R. C. Miake-Lye , W. B. Knighton , C. Wey. Chemical speciation of hydrocarbon emissions from a commercial aircraft engine. *J. Propul. Power.* 2007. V. 23. No. 5. P. 912-918.
49. S. Böckle , S. Einecke , F. Hildenbrand , C. Orlemann , A. Schulz , J. Wolfrum , V. Sick. Laser-spectroscopic investigation of OH-radical concentrations in the exhaust plume of jet engines. *Geophys. Res. Lett.* 1999. V. 26. P. 1849–1852.
50. А. М. Старик , А. М. Савел'ев , Н. С. Титова , Е. Е. Loukhovitskaya and U. Schumann. Effect of aerosol precursors from gas turbine engines on the volatile sulfate aerosols and ion-clusters formation in aircraft plumes. *Phys. Chem. Chem. Phys.* 2004.V. 6. P. 3426-3436.
51. U. Schumann and F. Arnold , R. Busen , J. Curtius , B. Kärcher , A. Kiendler , A. Petzold , H. Schlager , F. Schröder , K. H. Wohlfrom. Influence of fuel sulfur on the composition of aircraft exhaust plumes: The experiments SULFUR 1–7. *J. Geoph. Res.* 2002. V. 107. №. D15. P. AAC2.1-AAC2.27.
52. F.Yu, R. P. Turco. The formation and evolution of aerosols in stratospheric aircraft plumes: Numerical simulations and comparisons with observations. *J. Geophys. Res.* 1998. V. 103. P. 25915-25934.
53. B. Kärcher , F. Yu , F. P. Schröder , R. P. Turco. Ultrafine aerosol particles in aircraft plumes: Analysis of growth mechanisms. *Geophys. Res. Lett.* 1998. V. 25. P. 2793-2796.
54. А. М. Старик , О. В. Popovicheva , А. М. Савел'ев , Н. С. Титова , О. Е. Reyn. On the effects of processes inside the engine and in the exhaust plume on the CCN activation of combustion particles. *Chemical Engineering Transaction. Proceedings of Advanced Atmospheric Aerosol Symposium.* Ed. by E. Ranzi. 2006. V. 10. P. 541-546.
55. Неравновесные физико-химические процессы в газовых потоках и новые принципы организация горения. *Под ред. А. М. Старика. М: Торус Пресс.* 2011. С. 872.

Александр Михайлович Старик, д.ф.-м.н., профессор, руководитель Научно-образовательного центра «Физико-химическая кинетика и горение» и отделения «Неравновесные физико-химические процессы в газовых потоках» в ЦИАМ им.П.И. Баранова. Член Совета РАН по горению. Автор более 400 научных публикаций, 77 патентов и 1-ой монографии, редактор 7 книг. Область научных интересов: физика высокоскоростных потоков и ударных волн, физика горения и взрыва, физико-химическая кинетика, физика и химия низкотемпературной и кластерной плазмы, динамика реакций, атмосферная химия, физика и химия аэрозолей и наночастиц, лазерная физика.

Олег Николаевич Фаворский, д.т.н., академик РАН, заместитель академика-секретаря отделения энергетики, механики, машиностроения и проблем управления РАН, председатель Научного совета РАН по проблеме развития энергетики России, председатель Совета РАН по теплофизике и теплотехнике, руководитель отдела «Энергетика» РАН. Автор более 250 статей, 60 патентов и 6 книг. Область научных интересов: теплофизика, энергетика, реактивные двигатели, экологические аспекты эмиссии экологически опасных соединений объектами топливно-энергетического комплекса и авиационными двигателями.

Aviation and atmospheric processes

A.M. Starik, O.N. Favorskiy

Central Institute of Aviation Motors, Scientific Educational Center "Physical and Chemical
Kinetics and Combustion"
Aviamotornaya 2, Moscow, 101000, Russia

Main processes in aviation engine ducts and in exhaust jet are considered. Mechanisms of the impact of different components emitted by aviation engines on the atmospheric processes and climate are analyzed. The paper discusses the main studies relative to this problem which are to be performed in the nearest future.

1. Introduction

Recently, human industrial activity has led to significant variation of gas and aerosol composition of the atmosphere. It is believed that this may result in substantial climate change on the Earth. Note that the analysis of consequences of emission of gas and aerosol compounds into the atmosphere requires consideration of exceedingly large number of processes and phenomena, but the most important (and long-term) are the processes of radiant Sun-Earth heat transfer and atmosphere-ocean interaction.

While the former can be estimated at least approximately, the latter can not due to the lack of human knowledge. When evaluating radiant Space-Earth heat transfer and determining radiation balance of the Earth, the problem of so-called greenhouse gases is widely discussed. However, only the emission of carbon dioxide and its increase in atmosphere due to human industrial activities have been mainly considered for years. But other greenhouse gases also change their concentration in the atmosphere. Specific role is played by H_2O and CH_4 .

Aviation is one of the sources of direct impact on the atmosphere. Absolute amount of the substances emitted into the atmosphere by aircraft engines is 40-50 times less than pollution from surface sources (power engineering, transport, industry, agriculture). But due to the fact that this emission occurs in the atmosphere layers particularly sensitive to different disturbances (upper troposphere and lower stratosphere), the evaluation of real impact of aviation on atmospheric processes and climate has been gaining great relevance lately [1-3].

Increase of air traffic owing to subsonic passenger planes (twofold increase in the nearest 18-25 years) and possible development of second-generation supersonic aviation for commercial transportation make us analyze possible environmental impact of aviation more strictly. It should be noted that the International Civil Aviation Organization (ICAO) introduced emission standards for aviation engines 30 years ago. The limitations were set (depending on engine compressor pressure ratio) on the amount of CO , NO_x , soot (smoke) and unburned hydrocarbons C_nH_m contained in the exhausted jet. These standards have been being permanently improved, and in the nearest years they will possibly tighten the restraints first of all on the content of NO_x in combustion products, which, be the way, is the hardest to provide owing to constant increase of maximum cycle gas temperature at the turbine inlet. At present, the emission index EI (amount of substance in grams per 1 kg of fuel) of NO_x for advanced engines is supposed to fall into the interval $EINO_x=5-10$, EI for soot $EI(soot)\leq 0.15$. The issue of significant reduction of CO_2 emission (by $\sim 80\%$) also appears on the agenda.

Recently, the executive agencies of the European Union have made several important steps towards the reduction of aviation impact on the Earth ecosystem. Inclusion of aviation into the EU Emissions Trading System [4] is the most relevant step. The general trend aimed at

tightening the administrative control in the field of greenhouse gases emission will undoubtedly persist.

To reduce the greenhouse gases emission, the airline companies have two alternatives. First – to provide the enhancement of aircraft fuel efficiency, which (despite the air traffic increase) would reduce the overall consumption of aviation kerosene and, consequently, reduce the greenhouse gases emission. So far, the average increase of airliner fuel efficiency has been 1% per year [5]. At the same time, the annual increment of aviation kerosene consumption due to the increased air traffic exceeded 3% according to ICAO [6]. Therefore the airline companies should increase the rate of fuel efficiency growth more than three times to reduce the greenhouse gases emission in conditions of air traffic growth. This seems rather difficult. Second – to use non-conventional fuel, combustion products of which better comply with the environmental regulations in comparison with conventional kerosene. Considerable progress has been made in the field of non-conventional fuels so far. Technology for production of synthetic fuel using coal, natural gas and biomass has been developed [7, 8].

The technology for production of synthetic fuel from coal using Fischer-Tropsch process (FT fuel) is the best developed nowadays. FT fuel synthesized this way is characterized by higher calorific value (approximately 1 MJ/kg) compared to aviation kerosene [10]. At the same time, weight content of carbon in FT fuel is less than that in aviation kerosene, therefore the absolute emission of CO₂, when substituting aviation kerosene with FT fuel, reduces by several percent [10]. However, FT fuel production process itself is accompanied by additional CO₂ emission. Moreover, the total CO₂ emission of FT fuel may exceed the one of aviation kerosene; hence FT fuel in aviation engines can not provide reduction of CO₂ emission.

Liquefied natural gas (LNG) has no such drawbacks. Moreover, reduction of CO₂ emission when burning LNG will exceed the one when burning FT fuel, since, first, mass fraction of carbon in methane (main component of LNG) is less than in FT fuel, and second, LNG is characterized by higher calorific value, hence less amount of LNG provides the same level of thrust. This holds true (though to a lesser extent) for liquefied gases when they contain mainly propane and butane.

However, it seems obvious that replacing aviation kerosene with LNG or any other synthetic fuel produced from mineral raw materials we will not be able to solve the problem of CO₂ emission from aviation engines.

The majority of foreign specialists believe that biofuel is the most promising propellant in the context of greenhouse gases emission reduction, because it has a unique property of carbon-neutrality. This property means that when biofuel is burned, the amount of CO₂ is emitted into the atmosphere that is equal to the one previously consumed by plants during glucose photosynthesis [11]. Besides, biofuel has another relevant advantage – it is almost free of sulfur and aromatic hydrocarbons.

Recent research has shown that the range of substances emitted to the atmosphere from jet engines is not only wider than it has been established by ICAO, but also depends on the engine type, its efficiency and size and real fuel composition. The standards for aviation kerosenes have been set long ago, the former can be found in the corresponding documents. However, there has been no profound complex studies of how the real content of hydrocarbon groups in the fuel or the utilization of non-conventional (LNG), synthetic (FT fuel, biofuel, etc.) and composite fuels in combustion chambers influence the engine emission characteristics. Besides, the sulfur-in-fuel restrictions have been introduced rather arbitrarily. Some research may be required in the nearest future to prove the sufficiency or need for new standards concerning both conventional and synthetic aviation fuels in the context of minimization of aviation impact on the atmospheric processes.

2. Features of aviation impact on the atmosphere and climate

The problem of aviation impact on atmospheric processes has emerged only recently. It was initiated in the 1970s by the first estimates of possible impact of supersonic passenger planes on the ozone layer [12, 13]. These complex studies were conducted mainly in the framework of CIAP (USA), COMESA and COVOS (Europe) international programs. The research showed that regular flights of a hundred of supersonic Concord-type airplanes at the altitude of 17 km would lead to global reduction of ozone concentration of 0.25% per year. However, later these conclusions have been repeatedly reconsidered, as new data on velocity constants of physical-and-chemical processes in the atmosphere were obtained and due to the fact that one-dimensional circulation models of the atmosphere were replaced with 2D and even 3D ones. Besides, more profound studies of physical-and-chemical processes in the atmosphere and jets from jet engines have been conducted.

The impact of aviation on the atmosphere is determined by a wide range of interconnected processes. At present, there are no certified restrictions of concentration of gas components and aerosols emitted by airplane engines at the altitude of cruise flight. However, it has been already proved that gaseous components (mainly NO_x , HO_x , CO_x , SO_x , HNO_y) emitted by the airplane engine and aerosols formed in the exhaust jet can significantly affect total concentration of ozone, clouds, Earth radiation budget and climate [14-20]. However, it should be noted that recently the development of standards for restriction of emission of gaseous and aerosol components at cruise flight regimes has become actual. It is aimed at minimization of regular commercial flights' impact on the atmosphere [21].

Ozone layer is a term relating to the distribution of ozone in the atmosphere. It is known that ozone is formed in stratosphere after recombination of O_2 molecules and O atoms. This layer protects the life on the Earth from detrimental effect of ultraviolet radiation.

The climate is defined as a typical behavior of the atmosphere and is usually characterized by average values and variance of temperature, precipitation and other physical parameters. Greenhouse gases in the atmosphere absorb infrared radiation (particularly in the range of atmospheric window with 8-12 μm wavelength) which would otherwise escape to space. This radiation heats the atmosphere, generates heated flows toward the surface and, first of all, heats the Earth surface. This is accompanied by stratosphere cooling. On the contrary, aerosols diffuse or absorb solar light and prevent it from reaching the Earth surface. This leads to cooling effect. Therefore the emission of greenhouse gases and aerosols change the actual atmosphere radiation balance and change the heating/cooling rate of the lowest atmospheric layer (0-5 km altitude).

The extent of aviation impact on the atmosphere depends on the amount and type of emitted chemical substances. Therefore the key point in this field is to understand mechanisms of their generation and to be able to quantitatively predict their emission under variation of engine cycle parameters and environmental conditions. If these problems are solved, then emission characteristics will be determined at the stage of engine design, efficient methods for prevention of generation of environmentally-dangerous substances will be developed, efficiency of fuel burning will be enhanced, and soft spots of evaluation of environmental effects from pollutant emission into the atmosphere by power engineering and aviation in the nearest future will be defined.

Such research has been being actively conducted both in Europe and the USA since the beginning of 1990s. It is funded by the European Union, NASA, National Science Foundation and a number of other international organizations. These studies have been carried out in the

framework of international programs AEAP, AERONOX, AEROCONTRAIL, CHEMICON, SULFUR 1-7, SUCCESS, PARTEMIS, TRADEOFF, EXCAVATE, etc.

When analyzing dynamics of formation and transformation of different gaseous compounds and aerosols emitted by aviation engines, one has to deal with three objects, which differ significantly in parameters and features of physical-and-chemical processes. These are: combustion chamber (in which fuel is burned and main gaseous compounds, ions and polydisperse ensemble of neutral and charged soot particles are formed), gas path (duct) of the engine from the combustion chamber to the nozzle outlet (where chemical composition of combustion products is transformed) and exhaust jet (in which mixing of hot ($T_0=600\text{K}$) gases and cold ($T_a=300\text{--}220\text{K}$) atmospheric air varies gas components concentration and leads to formation of charged clusters, liquid (organic and sulphate) and solid (ice) aerosol particles.

Processes in jets greatly depend on dynamics of formation of different gaseous substances, particularly aerosol-generating compounds (SO_3 , H_2SO_4 , organics, ions, soot particles) in the combustion chamber and power plant ducts. Liquid volatile aerosols formed in the exhaust jet are mainly the sulphate and organic aerosol particles. The ultrafine drops of liquid sulphates ($\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$) (diameter of 1-10 nm) are formed mainly due to emission of condensed gases like water vapor (H_2O) and H_2SO_4 or SO_2 and SO_3 , which can transform into H_2SO_4 . Apart from sulfur oxides in various forms (SO_x), gaseous H_2SO_4 and water vapor, considerable effect on the formation of aerosol particles have the ions, HNO_3 and organics (CH_2O , etc.). A great deal of simulation studies have shown that emission of sulfur oxides (SO_2 , SO_3), and particularly sulphate aerosol particles, can significantly influence the area of sulphate stratosphere aerosol layer. Besides, the emission of sulphate aerosol particles into the atmosphere caused by the flights of supersonic civil aircrafts can lead to the decrease of ozone concentration.

3. Formation of gaseous components, ions, soot particles in combustion chamber

At present, kerosene is used as the fuel for commercial airlines. Aviation kerosene is a mixture of different hydrocarbons: n-paraffins, iso-paraffins, cycloparaffins, aromatic hydrocarbons, and sulfur (small amount) [22]. Table 1 gives properties and composition of typical aviation kerosene used abroad. The composition of Russian aviation kerosene TS1 is close to JP-8. To simulate the ignition and combustion of aviation kerosene, different surrogate mixtures were proposed [22]. For example, the mixture proposed for simulation of JP-8 combustion consists of 5% isooctane, 5% methylcyclohexane, 5% methylxylene, 5% cyclooctane, 15% butyl benzol, 15% tetradecane, 10% hexadecane, 5% butylbenzene, 5% tetralin, 5% 1-methyl naphthalene, 5% 1,2,4,5-tetramethyl benzene. The complex chemical composition makes it difficult to simulate kerosene combustion. Douste et al. [23] carried out chemical analysis of combustion products of compound consisting of 79% of alkanes, 10% of cycloalkanes and 11% of aromatic hydrocarbons. They showed that this compound may be considered as a surrogate compound when analyzing kerosene flame. Authors [23] demonstrated that flame structure in n-decane and kerosene are similar. Thus, chemical composition of kerosene may be simulated as a compound consisting of 89% of n-decane and 11% of aromatic hydrocarbons, e.g. benzol, toluene, ethylbenzene, naphthalene. It has been experimentally shown that characteristics of combustion of Jet-A fuel almost coincide with the corresponding characteristics of compound 80% n- $\text{C}_{10}\text{H}_{12}$ and 20 % C_6H_6 (see e.g. [24]).

Kinetic model of combustion of kerosene in air should be complemented with the mechanisms of reactions with S- and N-containing components and with the mechanism of generation of ions and soot particles.

Table 1. Typical properties and composition of aviation fuel

Properties	JP-4	JP-5	JP-7	JP-8 (Jet A/A-1)	RP-1
Approximate formula	$C_{8.5}H_{17}$	$C_{12}H_{22}$	$C_{12}H_{25}$	$C_{11}H_{21}$	$C_{12}H_{24}$
H/C relation	1.99	1.87	2.02	1.91	1.98
Boiling temerature	140-460	360-495	370-480	330-510	350-525
Freezing point	-80	-57	-47	-60 JP-8/Jet A-1; -50 Jet A	-55
Aromatics, total %	10	19	3	18	3
Naphthenes	29	34	32	20	58
Paraffins	59	45	65	60	39
Olefins	2	2	—	2	—
Sulfur, ppm	370	470	60	490	20

Aviation kerosene contains sulfur 0.001%-0.3% by weight. Sulfur is contained in the fuel in the form of aromatic hydrocarbons. Different S-containing components (mainly SO_x ($x=1, 2, 3$) and HSO_3 in lean flames) are formed in the process of oxidation. The kinetic model should describe quite accurately the correlation between SO_2 , SO_3 and HSO_3 both in the combustion chamber and the engine duct. Such a model was developed by Russian scientists [24, 25]. It should be noted that the development of reaction mechanisms to describe the generation of different S-containing chemical compounds has been reported in many papers, including the foreign ones.

3.1. Formation of gas components

N-containing components are formed in the process of oxidation of atmospheric nitrogen in high-temperature area of the combustion chamber. The main components are NO and NO_2 . The following mechanisms are responsible for the formation of NO_x : (1) extended mechanism of Zeldovich; (2) prompt-mechanism, or Fenimore mechanism; (3) NO_2 mechanism; (4) N_2O mechanism and (5) NNH mechanism.

The extended mechanism of Zeldovich includes oxidation of N_2 by O_2 molecules: $N_2+O=NO+N$, $N+O_2=NO+O$ and the reaction of N atoms with radicals OH $N+OH=NO+H$. Fenimore mechanism is associated with generation of HCN: $CH+N_2=HCN+N$, $O+HCN=NO+CH$ and takes place mainly in fuel-rich area of the combustion chamber. N_2O mechanism charazterizes generation of NO during reactions with N_2O : $N_2O+CO=NCO+NO$, $N_2O+H=NH+NO$, $N_2O+O=2NO$ (it is responsible for generation of NO in lean compounds). NO_2 mechanism generates NO in reactions with NO_2 : $NO_2+CO=NCO+NO$, $NO_2+OH=HO_2+NO$, $NO_2+H=OH+NO$, $NO_2+O=NO+O_2$, $NO_2+M=NO+O+M$. Finally, NNH mechanism includes reactions with HNO and N_xH_y components.

Apart from NO and NO₂ formation, kinetic mechanism for N-containing components formation should describe the formation of HNO, HNO₂, HNO₃, NO₃, N_xH_y, correlation between NO_x and NO₂, and between NO_x (NO+NO₂) and NO_y (NO_y=NO_x+N₂O+NO₃+HNO_y). Ratio of concentrations of NO₂ and NO_x for different aviation engines varies from 5% to 25% [26]. Relative concentration of NO_y is close to 0.01 of NO_x concentration [27]. Quantitative information about the emission of HNO₂ and HNO₃ from the aircraft engine is of vital importance for atmospheric chemistry, formation of polar stratosphere clouds and prediction of aviation impact on the atmosphere. For the aviation combustion chamber operating in diffusion mode, mainly mechanisms of Zeldovich and Fenimore are responsible for NO generation. NO₂-mechanism plays an important role in NO to NO₂ conversion. It should be noted that NO and NO₂ generation in the combustion chamber are closely coupled. N₂O-mechanism contributes less in generation of NO in the diffusion combustion chamber [28], but its contribution to NO generation in the homogeneous combustion chamber, in which fuel-depleted compound is burned, is considerable. Contribution of NNH-mechanism is far weaker and it can be often neglected when calculating emission characteristics of modern combustion chambers.

Currently, to predict the emission of NO_x, CO_x and unburned hydrocarbons (C_xH_y), two different approaches are implemented. One of them is based on a semiempirical formula, which includes pressure and temperature of gas at the combustion chamber inlet and the time of gas residence in the combustion chamber (e.g. [29]). The other approach is based on the implementation of reactor models, which calculate concentrations of NO_x, CO_x, HO_x, C_nH_m and other components in each reactor using a detailed kinetic mechanism [30]. It should be noted that this approach can also be used to predict the emission of S-containing components and ions. To create a reactor model, the information about thermal fields and other parameters of flow inside the combustion chamber is required in addition to the data on the time of residence of gas in individual zones of the combustion chamber. This information can be obtained using the methods of computational gas dynamics for simulation of turbulent combustion or using quasi-global model of chemical kinetics, or assuming that energy is released into the flow immediately after fuel-oxidizer mixing (model of instantaneous energy dissipation).

For the modern gas turbine engines, the values of EINO_x vary from 12 to 40 g/kg. To reduce the emission of NO_x to EINO_x=5-8 g/kg, it is proposed to use lean, premixed compounds and prevaporised liquid fuel (LPP – lean/premixed/prevaporized approach). In LPP combustion chamber, homogeneous combustion of lean fuel-air compound is performed (equivalent air/fuel proportion is 1.8-2). In this case maximal temperature in the combustion chamber does not exceed 2100 K, which is significantly lower than for the conventional diffusion combustion chamber (T=2400K). This leads to reduction of NO_x generation in reactions of Zeldovich mechanism. However, LPP combustion chamber is characterized by narrower range of operational stability if compared to the conventional diffusion combustion chamber and more hindered high-altitude ignition.

Recently, low-emission chambers with direct injection of fuel-lean compound have been developed (LDI – lean direct injection). They are characterized by increased (if compared to LPP chambers) range of operation parameters. Besides, these chambers can operate also at high pressure (P=40-60 atm).

In addition to NO_x, CO, CO₂, the combustion chamber emits SO_x and unburned hydrocarbons (C_xH_y). Emission indices for different components depend on the structure and type of the combustion chamber. Multi-reactor model calculations [30] showed that reduction of the engine thrust results in significant growth of emission of CO, C_xH_y and organic compounds

(CH₂O, etc.) and, vice versa, in reduced emission of NO_x and CO₂ [31]. Table 2 gives calculated emission indices for components NO_x, CO, CO₂, SO₂, SO₃, C_xH_y, CH₂O, CH₃OH, C₂HO and values of pressure and air temperature at the combustion chamber inlet for different operating modes of the gas turbine engine, when there is 0.04% fuel sulfur content.

Table 2. Parameters of gas upstream of the combustion chamber and emission indices of main components at the HISAC engine combustion chamber outlet

Parameters Режим работы, % тяги	P_k , МПа	T_k , К	EINO _x , g/kg	EICO, g/kg	EIC _x H _y , g/kg	EISO ₂ , g/kg	EISO ₃ , g/kg	EICH ₂ O, g/kg	EICH ₃ OH, g/kg
100%	2.14	755	36.4	0.72	0.06	0.783	0.0199	$5 \cdot 10^{-3}$	$2.5 \cdot 10^{-4}$
85%	1.88	727	29.2	11.3	1.2	0.781	0.0213	$9.5 \cdot 10^{-2}$	$6.5 \cdot 10^{-3}$
30%	0.89	591	12	76.7	12.9	0.748	0.0256	$5.3 \cdot 10^{-1}$	$1.1 \cdot 10^{-1}$
7%	0.41	485	8.7	105	18.8	0.723	0.0205	$3.1 \cdot 10^{-2}$	$1.3 \cdot 10^{-2}$

Apart from the specified neutral components, ions and electrons are generated in the combustion chamber during the combustion of hydrocarbon fuel [25, 32]. Ions can induce nucleation of volatile aerosols and enhance coagulation of aerosol particles [33]. Another possible mechanism for the influence of ions on generation of volatile and non-volatile (with a soot core) aerosol particles is associated with the interaction of ions and soot particles. Ions can attach to soot particles, induce the charge on the particle surfaces and hence trigger deposition of dipole molecules and different water-soluble substances on soot particle surface [34].

3.2. Features of ion generation

Note that the majority of studies on ion generation have been conducted in flames [35]. Ion composition greatly depends on fuel-air proportion ϕ and fuel type (hydrogen, hydrocarbons, aviation kerosene, etc.) In hydrocarbon-air flames there form positive C₂H₃O⁺, C₃H₃⁺, CH₃⁺, HCO⁺, C₃H₅O⁺, C₃H₇O⁺, H₃O⁺, H₂O⁺, O₂⁺, NO⁺, NO₂⁺ and negative HCO₂⁻, HCO₃⁻, CO₃⁻, CO₄⁻, O₂⁻, OH⁻, NO₂⁻, NO₃⁻, CN⁻ ions. In fuel-rich compounds ($\phi > 1$) heavy hydrocarbon ions C₁₃H₉⁺, C₁₉H₁₁⁺, C₂₂H₁₂⁺, C₅₅H₁₉⁺ and positively charged molecules of fullerenes [36] are formed. Measurements downstream of the combustion chamber showed the presence of ions C_xH_yO⁺ and C_xH_yO⁻, ions SO₃⁻, SO₄⁻ and HSO₄⁻ [37]. To understand the mechanisms and main ways of ion generation, experimental data should be complemented by numerical simulation. Therefore rather complex kinetic models describing the generation of charged components at combustion of different fuels have been developed [25, 38, 39].

Processes of ion generation in the combustion chamber of the aviation engine are more complex than in laminar flames. The majority of modern aviation combustion chambers operate in diffusion mode, and the composition of fuel-air compound in different zones of

combustion chamber is significantly different. Therefore different ions may form in the combustion chamber. Time of gas residence in the combustion chamber (5-10 ms) is far less than in the flame (~ 100 ms). Total concentration of ions at the aviation engine combustion chamber outlet measured in [40] was $\sim 2 \cdot 10^8 \text{ cm}^{-3}$. However, inside the combustion chamber the concentration of ions and electrons can be estimated only numerically.

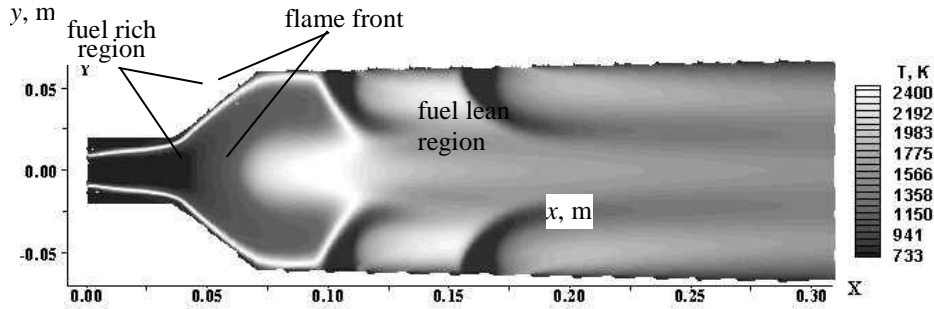


Fig.1. Temperature field in gas turbine combustor

To simulate the processes of formation of charged gaseous components inside the combustion chamber, approximate models of combustion, e.g. model of plane flame front, should be used. Concentration fields of different ions inside the aviation engine combustion chamber were calculated in [32]. Maximal ion concentration in the diffusion combustion chamber appeared to be in the fuel-rich zone of the chamber located before the flame front (fig.1), and it reaches $10^{11} - 10^{12} \text{ cm}^{-3}$ for $\text{C}_2\text{H}_3\text{O}^+$. Maximal concentration of negatively charged components in this zone is revealed for electrons and HCO_3^- ions. However, at the chamber outlet only NO^+ , H_3O^+ , SO_3^- , HSO_4^- or NO_3^- are present. Numerically predicted total concentration of positive (negative) ions at the chamber outlet is $2 \cdot 10^8 \text{ cm}^{-3}$, which agrees well with measurements [40]. Note that ion composition greatly depends on fuel sulfur level.

3.3. Generation of soot particles

Soot particles form in the fuel-rich zone of the combustion chamber due to clusterization and surface growth of soot forerunners like polyyne molecules and polyaromatic hydrocarbons [41]. According to the modern models, pyrene molecules consisting of four benzene rings are the main building material of soot particles. Primary particles (clusters) with the radius of approximately 1 nm are formed from pyrene molecules after their coalescence. In the fuel-rich zone of the combustion chamber, concentration of pyrene molecules can reach $10^{12} - 10^{14} \text{ cm}^{-3}$, and concentration of primary clusters (nucleating seeds of soot particles) $10^{11} - 10^{12} \text{ cm}^{-3}$.

Note that combustion products of hydrocarbon fuels are typical dust plasma. It consists of different molecular gases, ions, electrons, carbon clusters and soot particles. Therefore one should take into account plasma-and-chemical processes in the combustion chamber to predict the charge and size distribution of soot particles. Such models have been developed recently at the Central Institute of Aviation Motors (CIAM) [42-44]. These models allowed explanation of the experimentally measured symmetrical distribution of soot particles over the charge in hydrocarbon-air flame. The developed models take into account that ions and electrons of the fuel-rich zone of the combustion chamber attach to clusters and soot particles. Hence initially neutral clusters and particles attain significant charge. Charged clusters with

opposite polarity coagulate much quicker than neutral ones. Besides, a charged cluster induces a charge on a neutral particle. Therefore interaction of neutral and charged clusters (particles) causes additional forces that augment cluster coagulation [33] and hence simplify the formation of soot particles [42-44]. Even small particles with $a=4\text{nm}$ radius can acquire a charge of $Q=4-5e$ (e –electron charge). Larger soot particles with the size of 40 nm acquire a charge of (15-30) e in the combustion chamber zone immediately upstream of the flame front. The charge at the cluster surface (of soot particle surface) augments the deposition of molecules with a constant dipole moment on the soot particles' surface. E.g. a sticking coefficient of H_2O molecules to a particle with $a=4\text{ nm}$ and $Q=5e$ is 10 times more at $T=2000\text{ K}$ and $P=10^6\text{ Pa}$ than for a neutral cluster. Calculations showed that substantial fraction of soot particles ($\sim 10\%$) with relatively high charge can accumulate water-soluble components (molecules possessing their own dipole moment H_2O , SO_2 , NO_2 , HNO_3 , CH_2O , etc.) inside the combustion chamber. This process leads to the change of heterogeneous properties of soot particles' surface and increase of their hydrophilic properties.

Analysis of infrared-Fourier spectra of soot collected downstream of the combustion chamber showed that such soot consists of two different fractions: main fraction containing amorphous carbon and the fraction of impurities characterized by complex structure and significant amount of water-soluble substances, like organic sulphates, S-containing ions and organic molecules, on the surface of soot particles. Up to $\sim 13.5\%$ of water-soluble substances can deposit on soot particles inside the combustion chamber [45]. Analysis of experimental and numerical results yielded the conclusion that the main fraction is formed from neutral clusters and particles with a small charge ($Q \leq 2e$). These particles can not accumulate polar molecules inside the combustion chamber, and they are hydrophobic. Vice versa, the fraction of impurities demonstrates high level of hydrophilic properties. It is formed from particles with rather high charge level ($Q > 10e$).

4. Variation of combustion products composition in engine duct

Rapid expansion of hot gases generated in the combustion chamber of a jet engine, in a turbine and a nozzle (happens within 5-7 ms) leads to non-equilibrium variation of chemical composition of combustion products and redistribution of the charge on soot particles. Researchers have been studying these processes from the beginning of 1990s [32, 46, 47, 48]. The conducted research showed that the concentration of strong oxidizers like O, OH, HO_2 in combustion products (the latter basically consist of N_2 , O_2 , CO_2 and H_2O) significantly varies from the outlet of the combustion chamber to the nozzle outlet. E.g. for RB211 engine at cruise flight regime of B-737 airplane, the emission index of OH changes from 5.4 g/kg at the combustion chamber outlet to 66 mg/kg at the nozzle outlet. Reactions of OH with NO_2 , SO_2 and other components of compound take place inside the engine duct. Therefore concentration of OH in the exhaust jet is only 1 ppm, which correlates well with the experiments on detection of OH in the engine jet in flight conditions [49]. Here SO_3 and H_2SO_4 are also generated due to SO_2 oxidation, the latter being the main sulfur-containing component formed during the combustion of aviation kerosene in the combustion chamber. Amount of SO_3 and H_2SO_4 , together with the amount of NO_3 and HNO_2 , depend (though considerably less than the amount of SO_3 and H_2SO_4) on fuel sulfur concentration. Approximately 3-5% of SO_2 can transform into SO_3 and H_2SO_4 depending on the conditions of expansion of gas in the turbine and the nozzle. Concentrations of NO_3 , HNO_2 , HNO_3 and elements of N_xH_y also change significantly, and vice versa, the molar fraction of compound components like NO and NO_2 does not change so significantly. This shows that the engine emission characteristics with respect to NO_x are defined mainly by the combustion chamber perfection.

Despite considerable growth of HNO_2 and NO_3 concentration from the combustion chamber outlet to the nozzle outlet, total amount of HNO_2 , HNO_3 and NO_3 does not exceed 1% of NO_x in the engine exhaust. This agrees well with the measured concentrations of these components in the engine jet [27].

It was shown for the first time ever that the gas turbine exhaust is characterized by considerable concentration of sulfur-containing components HSO_4^- , SO_2 , SO_3 , H_2SO_4 even when there is no sulfur in the fuel. In this case, generation of the specified components in the engine duct results from transformation of S-containing components COS , CS_2 , H_2S and SO_2 in SO_3 and H_2SO_4 in the atmospheric air during the combustion of hydrocarbon fuel with the air in the combustion chamber [50].

Table 3 compares the calculated emission indices of different components at the combustion chamber outlet and the nozzle outlet of the bypass turbojet with the internal mixing of the flows of the first and second ducts for fuel sulfur content 0.04%. This engine is considered as a basic engine for an advanced supersonic business-class airplane in HISAC project of the 6th framework program of EU. One can see that for the majority of components the emission indices at the combustion chamber outlet and the engine outlet differ significantly.

Table 3. Emission indices of different components EI(M) at HISAC airplane combustion chamber outlet and nozzle outlet

Thrust, %	100%		85%		30%	
	nozzle	Combustion chamber	nozzle	Combustion chamber	nozzle	Combustion chamber
SO_2	0.73	0.783	0.69	0.781	0.705	0.748
H_2SO_4	0.054	0	0.029	0	0.0188	0
NO_x	35.6	36.4	26.5	29.2	11.2	12
CO	0.59	0.72	10.21	11.3	72.5	76.7
CO_2	3122	624	2873	574	2895	579
C_xH_y	0.12	0.06	0.48	1.2	10.7	12.9
CH_2O	$3.8 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-3}$	$3.7 \cdot 10^{-2}$	$9.5 \cdot 10^{-2}$	$5.75 \cdot 10^{-1}$	$5.3 \cdot 10^{-1}$
CH_3OH	$3.8 \cdot 10^{-4}$	$2.5 \cdot 10^{-4}$	$8.33 \cdot 10^{-4}$	$6.5 \cdot 10^{-3}$	$0.8 \cdot 10^{-1}$	$1.1 \cdot 10^{-1}$
C_2OH	$3 \cdot 10^{-6}$	$1.2 \cdot 10^{-3}$	$4 \cdot 10^{-4}$	$2.3 \cdot 10^{-2}$	$1.38 \cdot 10^{-1}$	$2 \cdot 10^{-1}$

One should also note high concentration of organic compounds (CH_2O) at the nozzle outlet, which even at the nominal engine mode (85% of maximal thrust) is about the same as H_2SO_4 concentration. This means that when the fuel sulfur content is small ($\text{FSC} < 0.04\%$), the aerosol particles formed in the aviation engine jet are mainly organic particles on the basis of $\text{H}_2\text{O}/\text{CH}_2\text{O}$ or $\text{H}_2\text{O}/\text{CH}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$ solution. This conclusion correlates well with the measured concentration of liquid aerosol particles depending on fuel sulfur content. These measurements have been conducted in the framework of SULFUR-5 project: for small fuel sulfur content the concentration of aerosol particles did not change with growing FSC [51].

5. Processes in jet engine exhaust jet

The analysis in the previous section yields that the gas at the gas turbine engine nozzle outlet contains considerable amount of different compounds, including ions, neutral and charged soot particles, gas components, which are forerunners of aerosol particles H_2O , SO_3 , H_2SO_4 , HNO_3 , organic molecules (e.g. CH_2O).

The process of cooling relative to hot gases ($T \approx 600$ K) outflowing from the nozzle (the former occurring due to mixing of exhaust gases with cold atmospheric air ($T_a \approx 220$ K)) leads to a whole range of non-equilibrium physical and chemical processes. These are: transformation of the compound chemical composition, generation of cluster ions, generation of liquid sulphate ($\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$) or organic ($\text{H}_2\text{O}/\text{CH}_2\text{O}$) aerosol particles with $d=2-14$ nm, formation of quite large particles with $d=0.1-1$ μm with a soot core covered by $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$ and $\text{H}_2\text{O}/\text{organics}$ solution, and formation of ice particles (when supersaturation solution/ ice conditions are attained, the liquid shell deposited on soot particles freezes). All these processes take place against the background of complex gas dynamic structure of the flow resulting from turbulent mixing of products exhausted from the engine nozzle with air containing atmospheric gases O_3 , CO_x , HO_x , SO_x , H_2O_x , H_xS , CS_x ($x=1, 2$), NO_y ($y=1-3$), HNO_z ($z=1 \dots 4$), N_2O , N_2O_5 , CH_4 , C_nH_m , CH_yO_x , COS , HCl , Cl_x , ClO_x , CCl_z , CFCl_y , CF_xCl_x , HOCl .

It should be noted that despite the considerable amount of experimental and theoretical research of these processes, many problems remain unsolved. Thus, mechanisms of generation of quite large liquid aerosol particles with $d > 10$ nm are unclear. Besides, soot particles activation mechanisms that transfer initially hydrophobic soot particles into hydrophilic ones (i.e. able to deposit H_2O vapor on their surface) are incompletely understood. These mechanisms are the key ones for the description of condensation trail generation and formation of additional clouds in the troposphere due to commercial airplane flights. E.g. hopes were laid on the so-called "ion" model of liquid aerosol particles generation [52]. This model considers the kinetic process of coagulation of charged cluster ions and neutral molecules H_2O , H_2SO_4 as the main process for aerosol generation. This model allowed explanation of the existence of considerable amount ($N_a \approx 10^6 \text{ cm}^{-3}$) of relatively large liquid particles with $d > 14$ nm in subsonic airplane jets [53]. However, numerical results agreed well with experimental data only when ion concentration at the nozzle outlet was $N_i = 2 \cdot 10^9 \text{ cm}^{-3}$, which is 10 times the values measured and calculated using detailed N_i models. The second incorrect premise made by this model's authors was the decrease of condensation coefficient for small clusters with $d=1-6$ nm down to 0.01, and for relatively large particles with $d > 6$ nm it was taken as 1. The latest experiments and calculations using the molecular dynamics models showed that this coefficient is close to 1 both for small and large clusters.

CIAM has also developed the detailed microphysical models of generation of cluster ions and liquid sulphate aerosols interacting with polydisperse ensemble of soot particles. These models allow for the activation processes of the latter due to coagulation with sulphate aerosols and heterogeneous binary nucleation $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$ on the surface of soot particles [50, 54, 55]. The analysis of the effect of generation of ions and sulphur compounds SO_2 , SO_3 , H_2SO_4 on generation of sulphate aerosols and cluster ions in exhaust jets of existing subsonic passenger airplanes was carried out. It has been shown that when at the engine nozzle outlet there are SO_3 and H_2SO_4 formed in the jet engine duct, this leads to formation of small sulphate aerosol particles with the diameter not exceeding 1.2 nm and concentration $\sim 10^4-10^5 \text{ cm}^{-3}$ (at $d > 1$ nm), even when sulfur is absent in fuel. Presence of sulphate aerosols in the sulfate-free fuel engine jet leads to an important conclusion that liquid particles will also form from ternary solution $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4/\text{HNO}_3$ in a hydrogen engine jet.

Soot particles emitted from the engine nozzle (their radius falling within the range $\sim 5-100$ nm) can accumulate solution $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$ or $\text{H}_2\text{O}/\text{CH}_2\text{O}$ on itself even at small distances from the nozzle outlet (25-100 m) both due to heterogeneous nucleation from gaseous phase and deposition of small sulphate aerosols in the process of their coagulation with soot particles. These processes are more intense on charged soot particles. Besides, H_2O and H_2SO_4

molecules can deposit directly on the latter owing to electrostatic interaction. Depending on fuel sulfur content, 5-15% of soot particles may be covered with $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$ solution with organics and HNO_3 additives.

Liquid solution on the surface of soot particles is one of the key factors for the generation of visible (condensation) trail of the airplane. The point is that clean soot particles are hydrophobic and even when supersaturating with water vapor in the jet, there is no H_2O condensation on clean soot particles. The latter is possible only on the particles the surface of which is covered with $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$ or $\text{H}_2\text{O}/\text{CH}_2\text{O}$ solution. Condensation of H_2O vapor makes the radius of these particles grow up to 1 μm (for large particles). Generation of such large aerosol particles containing in their cores the soot particles covered with dilute solution of $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$ takes place already at the distance of 200 m from the nozzle outlet. When the temperature falls down to 230-240 K, the solution (dilute solution $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4$) freezes on these particles [55]. Their concentration in the jet is 10^2 - 10^4 cm^{-3} . It is these particles that form the visible airplane's trail and that are able to initiate additional cloud formation.

Thus, emission from aviation engines into the atmosphere causes generation of additional (if compared to the natural level) amount of solid (soot and ice) and liquid (sulphate and organic) microparticles in the upper troposphere and the lower stratosphere.

5. Aviation and stratosphere aerosols

At the altitude of 15-35 km (with the maximum concentration at 20 km) in the atmosphere there are other sulphate aerosols and particles consisting of supercooled ternary solutions $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4/\text{HNO}_3$. The size of these particles falls within the range of 0.1-1 μm . Their amount greatly depends on volcanic activity. Thus, the explosion of Pinatubo in June 1991 initiated formation of new sulphate particles. This led to fiftyfold increase of the surface area of sulphate aerosols. Evolution of composition and phase condition of such aerosols is actively studied. This is crucial for understanding of mechanisms of formation of stratosphere clouds in polar regions of the Earth.

Clouds observed at the altitude of 14-24 km at the temperature of $T \leq 195 \text{ K}$ are called type-1 polar stratosphere clouds (PSC-1). They consist of particles of crystal nitric acid trihydrate $\text{HNO}_3 \cdot 3\text{H}_2\text{O}$ with the size of 0.15-5 μm . At lower temperatures $T \leq 188 \text{ K}$, which are typical for winter months above Antarctic Continent, 1-10 μm ice particles are formed in this area. Their properties are close to the ones of particles that constitute high cirrus in troposphere. Objects consisting of such ice crystals are called type-2 polar stratosphere clouds (PSC-2).

It was established that heterogenic processes on the surface of aerosol particles play a key role in destruction of ozone at the altitude of 15-25 km. The abovementioned Pinatubo explosion caused 3-4% decrease of ozone concentration at middle latitudes in winter 1992-1993. Estimates were made on the basis of 2D photochemical models, containing a module for the description of aerosol generation. They showed that under full conversion of SO_2 into H_2SO_4 and formation of ~10 nm drops in the airplane trail, the maximal increase of the surface area of sulphate aerosols in flight routes of tentative fleet of 500 supersonic passenger airplanes flying in a latitudinal corridor 30-60°N at the altitude of 18 km with the velocity 2.4 times exceeding the sound velocity (NASA scenario) can reach 200% of natural level. Average increase of concentration of stratosphere sulphate aerosols under this scenario will be 22%, which is similar to an eruption of a small volcano.

Additional generation of PSC-1 may result from the emission of NO_x , HNO_2 , HNO_3 , NO_3 and H_2O from jet engines operating at high latitudes, since increasing content of HNO_3 and H_2O in the stratosphere leads to 1.7°C increase of the threshold temperature at which formation of

$\text{HNO}_3 \cdot 3\text{H}_2\text{O}$ crystals starts. Allowance for the detailed microphysics of PSC-1 formation when estimating the aviation impact on the atmosphere according to NASA scenario led to 20% increase of the area of PSC-1 particles' surface area at the altitude of $H=15$ km and latitude 70°N and formation of PSC-1 even at relatively low latitudes (60°N).

Unfortunately, there is no research of the influence of possible formation of $\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2\text{SO}_4/\text{HNO}_3$ and ice particles in the airplane trail on the formation of stratosphere clouds at high latitudes. Though considerable concentration of sulphate aerosols generated in the airplane trail should lead to the increase of possibility of generation of all types of PSC. Therefore it may appear that the recently estimated impact of supersonic flights on the stratosphere aerosol layer and generation of PSC has been underestimated and should be reconsidered allowing for new data on the generation of condensed phase in the stratosphere and data on simulation of particle growth in the airplane trail and their subsequent evolution in the atmosphere.

7. Aviation and climate

The less studied issue nowadays is climatic consequences of aviation objects in the upper troposphere (altitude of 10-12 km). This is due to the complex analysis of large number of interrelated processes in this atmospheric layer: exchange between the troposphere and stratosphere, latitude and meridional transfer of air masses, physical and chemical transformations of gaseous phase and on the surface of aerosols. This layer is also the most sensitive to the greenhouse effect resulting from the increasing concentration of H_2O , CO_2 , N_2O , CH_4 and other gases that absorb infrared radiation.

It should be noted that the contribution of H_2O emissions by airplanes is quite small if compared to the background level, but the consequences of additional formation of cirrus due to this emission to the troposphere may appear quite significant. Such clouds cause severe greenhouse effect. According to the estimations, the peak increase of clouds (2-3.5%) due to condensation trails is observed in January in North Atlantic flight routes (average value for Europe is 0.5%). Climatic consequences of cloudiness enhancement are the change of atmosphere balance and heating near the Earth surface by 1.2-1.4K.

Troposphere aerosol layer also contributes much into climate. The former differs from the stratosphere layer in its composition. The concentration of aerosols when passing from the lower stratosphere to the upper troposphere decreases ten times. The main part is sulphate aerosols, but their H_2SO_4 content decreases if compared to the stratosphere from 75% to 60% due to relative humidity growth. When the altitude decreases, H_2SO_4 is partly neutralized, and ammonium sulphate is generated. Elemental analysis showed the presence of microparticles of the Earth crust in the upper troposphere. These particles contain silicon and calcium, metal particles: ferrum, aluminum, zinc, stannic, and soot. The main contribution to the generation of soot troposphere layer is made by aviation.

The basis of soot is spherical particles with the size of 20-40 nm. In the atmosphere, they exist in the form of agglomerate chains with the size of 0.1-0.5 μm . They can play an important role in the troposphere radiation balance. Being inside the cloud drops, soot particles decrease the reflecting power by 30% if compared to pure water for the wavelengths less than 1 μm . Registration of 0.15 μm particles (optimal size for the generation of cloud condensation nuclei) in the subsonic airplane's trail yields important conclusions concerning possible increase of concentration of these nuclei in the troposphere due to aviation impact.

To estimate the total climatic effect of aviation flights in the upper troposphere, one should possess information on heterogeneous destruction of different compounds. Thus, O_3 decays

actively on the surface of soot particles, hence NO_2 and HNO_3 with conversion to NO takes place. This contributes to the decrease of ozone content both in the upper troposphere (the region of maximal soot aerosol layer) and in the lower stratosphere (where soot aerosols can raise).

The predicted double consumption of fuel by airplanes in the nearest 18-25 years can lead to the double area of soot particles' surface in the lower stratosphere and tenfold increase of their concentration within the flight roots.

8. Conclusions

It has been established that both the subsonic and supersonic aviation can influence the atmospheric processes and climate. However, the degree of impact has not been quantitatively estimated so far. This is due to the lack of knowledge on the processes in the atmosphere and complexity of models used for such estimations, which require rather large number of parameters, which have not been defined yet. Nevertheless, it is already recognized that special standards should be introduced on the emission of gaseous and aerosol components by aviation engines at cruise flight mode to minimize negative consequences of aviation transportation from the standpoint of their impact on the atmosphere and climate.

Nowadays, the main directions of the research include definition of engine emission characteristics, simulation of physical and chemical processes when gases emitted from the nozzle mix with the atmosphere, studies of atmospheric processes that are the most sensitive to the global impact of aviation. We need more detailed research of gas-phase processes in the atmosphere and on the surface of particles of stratosphere and troposphere aerosol layers, studies of the dynamics of formation of microparticles in the upper troposphere and lower stratosphere. New data should be obtained on heterogeneous reactions on the surface of particles of polar stratosphere clouds, on sulphate aerosols, particles of ternary supercooled solutions and soot troposphere aerosols. It is important to determine the role of emission aerosols in formation of polar stratosphere clouds and additional cloudiness in the troposphere. And it is also necessary to study how sulphate and organic aerosol particles generated in the near-field engine jet transform when they get into the atmosphere within the time scale of ~10 seconds – 1 hour and more, i.e. during the diffuse spreading of the exhaust jet.

The work was financially supported by the President's Council for the Support of Young Scientists and Leading Scientific Groups (grant no.NSh-960.2014.8).

References

1. J. E. Penner , D. H. Lister , D. J. Griggs , D. J. Dokken , M. McFarland (eds). *Aviation and the Global Atmosphere*. 384p. IPCC Special Report on Aviation and the Global Atmosphere. Cambridge University Press. Cambridge. UK. 1999.
2. D. S. Lee , D. W. Fahey , P. M. Forster , P. J. Newton , R. C. N. Wit , L. L. Lim , B. Owen , and R. Sausen. Aviation and Global Climate Change in the 21st Century. *Atmospheric Environment*. 2009. V. 43. No. 22-23. P. 3520-3537.
3. D. S. Lee , G. Pitari , V. Grewe , K. Gierens , J. E. Penner , A. Petzold , M. Prather , U. Schumann , A. Bais , T. Berntsen , D. Iachetti , L. L. Lim, R. Sausen. Transport impacts on atmosphere and climate: aviation. *Atmospheric Environment*. **2010**. V.44. P. 4678-4734.
4. European Commission. Reducing Emissions from the Aviation Sector. 2012. ec.europa.eu/clima/policies/transport/aviation/index_en.htm

5. S. A. Volkov. Stiffening of standards on emission of hazardous substances and concordance of civil aviation engines with the former. *Engine*. 2001. Vol.16. No.4. P.18. (in Russian)
6. ICAO Environmental Report. 2010.
http://legacy.icao.int/icao/en/env2010/environmentreport_2010.pdf
7. V.F. Tretyakov, T.N. Burdeynaya. Non-petroleum motor fuels. *Russian Chemical Journal*. 2003. Vol. XLVII. No 6. P. 48-52. (in Russian)
8. G.A. Terentyev, V.M. Tykov, V.F. Smal'. Motor fuels produced from alternative raw materials. M.: Chemistry. 1989. P. 272. (in Russian)
9. V.N. Bakulin, E. M. Breshchenko, N.F. Dubovkin, O. N. Favorskiy. Gaseous fuels and their components. *Properties, production, application, ecology: Reference book*. M.: MPEI Publ. house. 2009. P. 614. (in Russian)
10. J. I. Hileman, R.W. Stratton, P. E. Donohoo. Energy content and alternative jet fuel viability. *J. Propul. Power*. 2010. V. 26. N. 6. P. 1184-1195.
11. E. P. Feofilova, Ya. E. Sergeeva, A. A. Ivashechkin. Biodiesel fuel: composition, production, producers, modern biotechnology (review). *Applied biochemistry and microbiology*. 2010. Vol. 46, No. 4. P. 405-415. (in Russian)
12. H. S. Johnston. Reduction of stratospheric ozone by nitrogen oxide catalysis from supersonic transport exhaust. *Science*. 1971. V. 173. P. 517-522.
13. P. J. Crutzen. Ozone production rates in oxygen, hydrogen, nitrogen oxide atmosphere. *J. Geophys. Res.* 1971. V. 76. No. D6. P. 7311-7327.
14. T. Peter, C. Bruehl, P. J. Crutzen. Increase in the PSC-formation probability caused by high-flying aircraft. *Geophys. Res. Lett.* 1991. V.18. No.8. P. 1465-1468.
15. D. K. Weinsenstein, M. K. W. Ko, J. M. Rodriguez, N. D. Sze. Impact of heterogeneous chemistry on model-calculated ozone change due to the high speed civil transport aircraft. *Geophys. Res. Lett.* 1991. V.18. No.11. P. 1991-1994.
16. S. Bekki, J. A. Pyle. Potential impact of combined NO_x and SO_x emissions from future high speed civil transport aircraft on stratospheric aerosols and ozone. *Geophys. Res. Lett.* 1993. V. 20. No. 8. P. 723-726.
17. D. J. Wuebbles, A. Jain, J. Edmonds, D. Harvey, K. Hayhoe. Global change: state of the science. *Environmental Pollution*. 1999. V.100. P. 57-86.
18. G. Pitari, D. Iachetti, E. Mancini, V. Montanaro, N. De Luca, C. Marizy, O. Dessens, H. Rogers, J. Pyle, V. Grewe, A. Stenke, O. A. Søvde. Radiative forcing from particle emissions by future supersonic aircraft. *Atmospheric Chemistry and Physics*. 2008. V. 8. No. 14. P. 4069-4084.
19. U. Lohmann and J. Feichter. Impact of sulfate aerosols on albedo and lifetime of clouds: A sensitivity study with the ECHAM4 GCM. *J. Geophys. Res.* 1997. V.102. No. D12. P.13. 685- 700.
20. O. B. Popovicheva, A. M. Starik, O. N. Favorskiy. Impact of aviation on gaseous and aerosol composition of the atmosphere. *Transactions of the Academy of Sciences. Physics of Atmosphere and Ocean*. 2000. Vol.36. No. 2. P.163-176. (in Russian)
21. Report HISAC-T-1-06-31. Emissions Criteria. 2006. 61p.
22. R. P. Lindstedt and L. Q. Maurice. A detailed chemical kinetic model for aviation fuels. *J. Propulsion and Power*. 2000. V. 16. P. 187-195.
23. C. Doute, J. L. Delfau, R. Akrich, C. Vovelle. Chemical structure of atmospheric pressure premixed n-decane and kerosene flames. *Comb. Sci. Technol.* 1995. V. 106. No. 4-6. P. 327-341.

24. N. S. Titova , S. A. Torokhov , A. M. Starik. Kinetic modeling of kerosene/air mixture ignition. In *"Nonequilibrium phenomena: Plasma, combustion, atmosphere"* Eds. G. D. Roy , S. M. Frolov , A. M. Starik. Torus press, Moscow. 2009. P. 271-279.
25. A. M. Starik , A. M. Savel'ev , N. S. Titova and U. Schumann. Modeling of sulfur gases and chemiions in aircraft engines. *Aerosp. Sci. Technol.* 2002. V.6. P. 63-81.
26. P. Schulte , H. Schlager , H. Ziereis , U. Schumann , S. L. Baughcum and F. Deidewing. NO_x emission indices of subsonic long-range jet aircraft at cruise altitude: In situ measurements and predictions. *J. Geophys. Res.* 1997. V. 102. P. 21431-21442.
27. U. Schumann , H. Schlager , F. Arnold , J. Ovarlez , H. Kelder , Ø. Hov , G. Hayman , I.S.A. Isaksen , J. Staehelin , and P. D. Whitefield. Pollution from aircraft emissions in the North Atlantic flight corridor: Overview on the POLINAT projects. *J. Geophys. Res.* 2000. V. 105. P. 3605-3631.
28. A. B. Lebedev, A. N. Secundov, A. M. Starik, S. A. Schepin, N. S. Titova. Modeling of N-containing species emission from gas-turbine combustors using detailed kinetic mechanisms. In *Nonequilibrium processes: Combustion and Detonation*. Ed. G. D. Roy , S. M. Frolov , A. M. Starik. Moscow.Torus Press Ltd. 2005. V.1. P.158-167.
29. M. J. Prather, H. L. Wesoky, R. C. Miake-Lye and et al. The Atmospheric Effects of Stratospheric Aircraft: A First Program Report. *NASA Reference Publication* 1272. 1992.
30. A. B. Lebedev , A. N. Secundov , A. M. Starik , N. S. Titova , A. M. Schepin. Modeling study of gas-turbine combustor emission. *Proceedings of Combustion Institute*. 2009. V.32. No.2. P. 2941-2947.
31. A. M. Starik, A. B. Lebedev, A. M. Savel'ev, N. S. Titova. Impact of operating regime on aviation engine emissions: Modeling study. *J. Propulsion Power*. 2013. V.29. No.3. P. 709-717.
32. A. M. Starik , A. M. Savel'ev and N. S. Titova. Plasmachemical processes in aviation combustor and features of pollutant formation. In *Proceedings of the Second International Workshop on Cold Atmospheric Pressure Plasmas: Sources and Applications*. Bruges, Belgium, Gent University. 2005. P. 118-122.
33. A. M. Savelyev, A. M. Starik. On mechanisms of coagulation of charged nanoparticles formed during combustion of hydrocarbon and metallized fuels. *Journal of experimental and theoretical physics*. 2009. Vol. 135. No.2. P. 369-384.
34. A. M. Savel'ev , A. M. Starik. Interaction of ions and electrons with nanoparticles in hydrocarbon combustion plasmas. *Technical Phys.* 2006. V. 51. No. 4. P. 444-452.
35. A. B. Fialkov. Investigations on ions in flames. *Prog. Energy Combust. Sci.* V. 23. P. 399-528.
36. P. Weilmuster, A. Keller, K.H. Homan. 1999. Large molecules, radicals, ions, and small soot particles in fuel-rich hydrocarbon flames. Part I. Positive ions polycyclic aromatic hydrocarbons (PAH) in low-pressure premixed flames of acetylene and oxygen. *Combust. Flame*. 1997. V. 116. No. 1/2. P. 62-83.
37. A. Kiendler , St. Aberle , F. Arnold. Negative chemiions formed in jet fuel combustion: new insights from jet engine and laboratory measurements using a quadrupole ion trap mass spectrometer apparatus. *Atmos. Environ.* 2000. V. 34. No. 16. P. 2623-2632.
38. J. M. Rodrigues , A. Agneray , X. Jaffrézic , M. Bellenoue , S. Labuda , C. Leys , A. P. Chernukho , A. N. Migoun , A. Cenian , A. M. Savel'ev , N. S. Titova , A. M. Starik. Evolution of charged species in propane/air flames: mass-spectrometric analysis and modeling. *Plasma Sources Science and Technology*. 2007. V.16. P. 161-172.

39. J. Prager , U. Riedel , J. Warnatz. Modeling ion chemistry and charged species diffusion in lean methane-oxygen flames. *Proceedings of the Combustion Institute* . 2007. V. 31. P. 1129-1137.
40. H. Haverkamp , S. Wilhelm , A. Sorokin , and F. Arnold. Positive and negative ion measurements in jet aircraft engine exhaust: concentrations, sizes and implications for aerosol formation. *Atmos. Environ.* 2004.V. 38. P. 2879-2884.
41. Soot Formation in Combustion: Mechanisms and Models. Ed. by H. Bockhrom. Springer, Berlin, 1994.
42. A. M. Starik , A. M. Savel'ev and N. S. Titova. Formation of charged nanoparticles in hydrocarbon flames: principal mechanisms. *Plasma Sources Sci. Technol.* 2008. V.17. No. doi. 10. 1088. P. 0963-0252, 17, 4, 045012.
43. A. M. Savelyev, A. M. Starik , N. S. Titova , O. N. Favorskiy. Features of formation of charged and neutral nanoparticles in hydrocarbon-air flames. *Reports of the Academy of Sciences.* 2008. V. 420. No. 6. P. 752–757.
44. A. M. Starik, A. M. Savelyev, N. S. Titova. Kinetics of formation of charged particles in hydrocarbon-air flames. Advances of continuum mechanics. To the 70th anniversary of Academician B. A. Levin, Transactions. *Vladivostok, Dalnauka.* 2009. P. 696-706.
45. O. B. Popovitcheva , N. M. Persiantseva , N. K. Shonija , A. M. Starik , A. N. Secundov , D. A. Usenko , V. M. Zakharov. Aircraft engine soot characteristic as cloud condensation nuclei in upper troposphere. In *Combustion and Atmospheric Pollution*. Ed. by G. Roy , S. M. Frolov , A. M. Starik. *Moscow. Torus Press.* 2003. P. 444-449.
46. S. P. Lucachko and I. A. Waitz , R. C. Miake-Lye , R. C. Brown , M. R. Anderson. Production of sulfate aerosol precursors in the turbine and exhaust nozzle of an aircraft engine. *J. Geophys. Res.* 1998. V. 103. No. D13. P. 16159-16174.
47. A. M. Savelyev, A. M. Starik, N. S. Titova. Research of dynamics of formation of environmentally unsound gases in the elements of gas turbine engines. *Thermophysics of high temperatures.* 1999. Vol. 37. No. 3. P. 495-503.
48. P. E. Yelvington , S. C. Herndon , J. C. Wormhoudt , J. T. Jayne , R. C. Miake-Lye , W. B. Knighton , C. Wey. Chemical speciation of hydrocarbon emissions from a commercial aircraft engine. *J. Propul. Power.* 2007. V. 23. No. 5. P. 912-918.
49. S. Böckle , S. Einecke , F. Hildenbrand , C. Orlemann , A. Schulz , J. Wolfrum , V. Sick. Laser-spectroscopic investigation of OH-radical concentrations in the exhaust plume of jet engines. *Geophys. Res. Lett.* 1999. V. 26. P. 1849–1852.
50. A. M. Starik , A. M. Savel'ev , N. S. Titova , E. E. Loukhovitskaya and U. Schumann. Effect of aerosol precursors from gas turbine engines on the volatile sulfate aerosols and ion-clusters formation in aircraft plumes. *Phys. Chem. Chem. Phys.* 2004.V. 6. P. 3426-3436.
51. U. Schumann and F. Arnold , R. Busen , J. Curtius , B. Kärcher , A. Kiendler , A. Petzold , H. Schlager , F. Schröder , K. H. Wohlfrom. Influence of fuel sulfur on the composition of aircraft exhaust plumes: The experiments SULFUR 1–7. *J. Geoph. Res.* 2002. V. 107. №. D15. P. AAC2.1-AAC2.27.
52. F.Yu, R. P. Turco. The formation and evolution of aerosols in stratospheric aircraft plumes: Numerical simulations and comparisons with observations. *J. Geophys. Res.* 1998. V. 103. P. 25915-25934.
53. B. Kärcher , F. Yu , F. P. Schröder , R. P. Turco. Ultrafine aerosol particles in aircraft plumes: Analysis of growth mechanisms. *Geophys. Res. Lett.* 1998. V. 25. P. 2793-2796.
54. A. M. Starik , O. B. Popovicheva , A. M. Savel'ev , N. S. Titova , O. E. Reyn. On the effects of processes inside the engine and in the exhaust plume on the CCN activation of combustion particles. *Chemical Engineering Transaction. Proceedings of Advanced Atmospheric Aerosol Symposium.* Ed. by E. Ranzi. 2006. V. 10. P. 541-546.

55. Non-equilibrium physical-and-chemical processes in gas flows and new principles of combustion arrangement. *Edited by A. M. Starik. M: Torus Press. 2011. S. 872.*

Alexander Mikhailovich Starik, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Head of the Scientific and Education Center “Physical and Chemical Kinetics and Combustion” and the Department “Non-Equilibrium Physical and Chemical Processes in Gas Flows” in CIAM. Member of RAS Council for Combustion. Author of more than 400 research papers, 77 patents and 1 monograph. Edited 7 books. Area of his scientific interests: physics of high-speed flows and shockwaves, physics of combustion and explosion, physical-and-chemical kinetics, physics and chemistry of low-temperature and cluster plasma, reaction dynamics, atmospheric chemistry, physics and chemistry of aerosols and nanoparticles, laser physics.

Oleg Nikolaevich Favorskiy, Doctor of Engineering Sciences, Academician of RAS, Deputy Academician Secretary of RAS Department for Power Engineering, Mechanics, Mechanical Engineering and Control, Chairman of RAS Scientific Council for power engineering development in Russia, Chairman RAS Council for Thermophysics and Thermal Engineering, supervisor of Power Engineering Department of RAS. Author of more than 250 research papers, 60 patents and 6 books. Area of his scientific interests: thermophysics, power engineering, jet engines, environmental aspects of the emission of environmentally unsound compounds by the objects of Fuel&Energy complex and aviation engines.

О моделировании процессов при внезапной разгерметизации отсека в летательном аппарате

В.Д. Доник

Государственное предприятие «АНТОНОВ»
Украина, 03062, Киев, ул. Академика Туполева, 1

Впервые проведены исследования и установлены основные закономерности аэроакустических процессов при внезапной разгерметизации и истечении газа из отсека летательного аппарата через круглое и «рваное» отверстия. Разработана методика обработки спектра пульсаций давления воздуха в отсеке при внезапной разгерметизации. Устойчивые оценки показаний пульсаций давлений воздуха получены с применением фильтра Бесселя и полосой пропускания $\Delta f = (0...400)$ Гц. Спектр уровня звукового давления (УЗД) отверстия типа «рваное» с $F_{отн} = (0,486...0,497)$ ($F_{отн} = F_0 / F$, F_0 - площадь отверстия, F - площадь отсека) по отношению к спектру для круглого отверстия имеет три области пересечения.

Введение

Истечение газа из отсека летательного аппарата происходит через отверстие произвольной конфигурации и площади. Представляется важным провести исследования и установить основные закономерности процессов истечения воздуха из отсека преимущественно через круглое отверстие. При этом также необходимо определить основные характеристики движущегося газа в отсеке и в области размещения круглого отверстия. Разработаны основные модели движущегося газа при истечении газа через круглое отверстие при докритическом и закритическом перепаде давления между отсеком и средой, в которую происходит втекание газа. На основании разработанных моделей были проведены расчеты параметров воздуха в отсеках в различных отраслях промышленности.

1. Анализ известных работ

Впервые теоретические исследования течения воздуха через отверстие в канале, по которому движется воздух, провел Николай Егорович Жуковский [1]. Сергей Алексеевич Чаплыгин рассмотрел задачу об истечении газа через отверстие из бесконечного сосуда [2]. Влияние конфигурации отверстия на процессы течения воздуха в работах не рассмотрено.

Дальнейшие исследования газодинамических процессов истечения газа через отверстие с острой кромкой, с радиусом и для дозвуковой, звуковой и сверхзвуковой скорости было осуществлено рядом авторов [3,4,5].

В работе [6] описаны процессы обтекания струей газа (жидкости) плоского экрана (стенки). Рассмотрены процессы движения установившегося идеального газа и силовое воздействие свободной струи на экран. Получена математическая модель силового воздействия свободной струи газа на экран. Формула $P = Q \times v$ (Q - массовый расход газа, v - скорость газа) определяет динамическую силу воздействия струи газа на плоскую стенку, расположенную перпендикулярно к потоку. Для идеальной и несжимаемой жидкости определена сила и точка ее приложения на экране.

В работе [7] рассмотрены гидродинамические силы, действующие на различные гидравлические органы. На основании уравнений механики движущегося тела проведен анализ истечения однородной жидкости из замкнутого сосуда со скоростью v через отверстие поперечного сечения S на экран. При этом, возникает сила (F), равная $F = M \times v + (P_1 - P_0)S$ (M - массовый расход жидкости, P_1 - статическое давление жидкости на выходе из отверстия, P_0 - давление окружающего пространства, в которое происходит истечение жидкости). Направление силы совпадает с направлением скорости v . Исследованы некоторые частные случаи течения жидкости и реакции потока, которые вызваны изменением количества движения. Представленные математические модели в работах [6,7] не учитывают статическую и динамическую составляющую движущегося воздуха, что ограничивает область практического применения полученных моделей.

В работе [8] приведены результаты экспериментальных исследований вихревых клапанов с осевым, осерадиальным и щелевым диффузорами. Максимальную пропускную способность имеет вихревой усилитель со щелевым диффузором с коэффициентом расхода $\mu = 1,91$. Рабочая характеристика диффузора имеет две гистерезисных зоны ступенчатого изменения расхода.

Особенности разгерметизации отсеков летательного аппарата (ЛА) изложены в работе В.С. Ивлентиева [9]. Представлены математические модели процессов в отсеке при изменении параметров газа по изотерме, адиабате, политропе. В самом общем виде рассмотрена модель при переменном значении политропы. Разработанные модели имеют ограниченную область применения, с помощью которых не представляется возможным описать изменение газодинамических и аэроакустических процессов воздуха в отсеке при внезапной разгерметизации.

В работе [10] представлен экспериментальный стенд для проведения аэроакустических исследований при внезапной разгерметизации сосуда. Стенд включал сосуд с упругой мембраной. При подаче воздуха в сосуд от внешнего источника давления мембрана или исследуемое отверстие при требуемом давлении разрывалось и происходило внезапное истечение газа в окружающее пространство (атмосферу) или смежный отсек. В процессе внезапной разгерметизации определялись аэроакустические характеристики движущегося воздуха. Впервые определена скорость распространения колебаний давления газа в двух смежных отсеках при внезапном изменении давления газа в одном из отсеков. Приведены результаты измерений шума в зависимости от длины отсека на выходе из мембраны. Влияние конфигурации отверстия при истечении воздуха из отсека не рассматривалось.

Анализ работ [1-10] показывает, что проведены преимущественно исследования при истечении газа из отсека через круглое отверстие и отсутствуют их аэроакустические характеристики. Реальные процессы истечения газа из отсека зачастую имеют отверстия произвольной конфигурации. Характерным примером является истечение воздуха при внезапной разгерметизации отсека ЛА. Истечение воздуха из отсека сопровождается сложными аэроакустическими явлениями. В процессе внезапной разгерметизации зачастую происходит разрушение стекол фонаря кабины, участков фюзеляжа, нарушение целостности конструкции кабины или герметичности. Особенности проведения таких исследований и расчетов определены в соответствии с АП-25. Поэтому возникает необходимость провести дополнительные исследования по установлению основных закономерностей изменения параметров воздуха в отсеке, исследования отверстия, через которое происходит истечение газа

2. Актуальность проблемы

Анализ опубликованных работ показывает, что установление основных закономерностей газодинамических и аэроакустических процессов в отсеке при внезапной разгерметизации отсека через отверстие произвольной конфигурации является актуальным и представляет важную научно-прикладную проблему.

3. Цель и задачи исследований

Целью настоящих исследований является изучение основных процессов в отсеке при внезапной разгерметизации через круглое и «рваное» отверстия.

Для достижения цели решаются следующие задачи:

1. Разработать методику анализа спектра пульсаций давления воздуха в отсеке.
2. Установить основные закономерности газодинамических и аэроакустических процессов в отсеках при истечении газа через «рваное» отверстие, провести сравнительную оценку для случаев круглого и «рваного» отверстий.

4. Методика обработки спектра пульсаций давления воздуха в отсеке при внезапной разгерметизации

В процессе внезапной разгерметизации отсека может происходить истечение газа через отверстие сложной конфигурации. Механизм образования отверстия в отсеке представляет собой в общем случае случайный процесс, который зависит от многих факторов. Одним из факторов, который оказывает влияние на течение газа из отсека, является форма отверстия.

Исследования по изучению аэроакустических процессов проводились на стенде в соответствии с работой [10]. Стенд включал сосуд (отсек), из которого под воздействием избыточного давления воздуха происходило разрушение исследуемой мембраны и истечение воздуха в атмосферу или в смежный сосуд. При разрушении мембраны образовывалось отверстие площадью F_0 с острыми кромками. Относительная площадь отверстия составляет $F_{отн} = F_0/F$, где F – площадь сечения канала (отсека).

В процессе истечения воздуха определялись основные характеристики аэроакустических процессов (давление газа и уровень звукового давления (УЗД) на выходе из отсека). Анализ спектра УЗД позволял определить структуру звукового поля, создаваемого движущимся газом при внезапной разгерметизации отсека.

Методика обработки спектра пульсаций давления газа при разгерметизации отсека основана на широко применяемых цифровых фильтрах Баттерворта, Чебышева и Бесселя. Проводились численные исследования изменения давления газа в отсеке при внезапной разгерметизации с $F_{отн}=1$. Определены предпочтительные параметры фильтра (полоса пропускания и степень фильтра) во всем диапазоне изменения параметров газа. Для частотного анализа аэродинамического шума использован универсальный регистрирующий анализатор виброакустических сигналов "SPECTRAN" (Государственная метрологическая аттестация № 22-0771 от 31.07.2006г.). Частота «опроса» датчиков давления и температуры составляла 35 кГц. При повышении частоты опроса датчиков до 60 кГц оценка измеряемых параметров существенно не изменялась.

Для спектрального анализа шумов при акустических измерениях использованы различные фильтры (электронные октавные и треть-октавные). Проводился анализ

спектра пульсаций давления с применением фильтров с полосой пропускания от $\Delta f=(0...50)$ Гц до $\Delta f=(0...1000)$ Гц. По результатам применения фильтра определялась дисперсия опыта: $\sigma^2=Y=(Y_{\phi}-Y_b)^2/N$, где Y_{ϕ} – значение давления газа в отсеке с применением фильтра; Y_b – давления газа в отсеке по результатам измерений на датчике давления; N – количество опытов. Величина дисперсии с увеличением частоты пропускания фильтра монотонно уменьшается по экспоненте; причем для фильтра Чебышева с полосой пропускания фильтра $\Delta f=(0...50)$ Гц составляет - $Y=0,865 \times 10^{10}$ Па², а с полосой пропускания $\Delta f=(0...1000)$ Гц – $Y=0,0197 \times 10^{10}$ Па² (рис. 1).

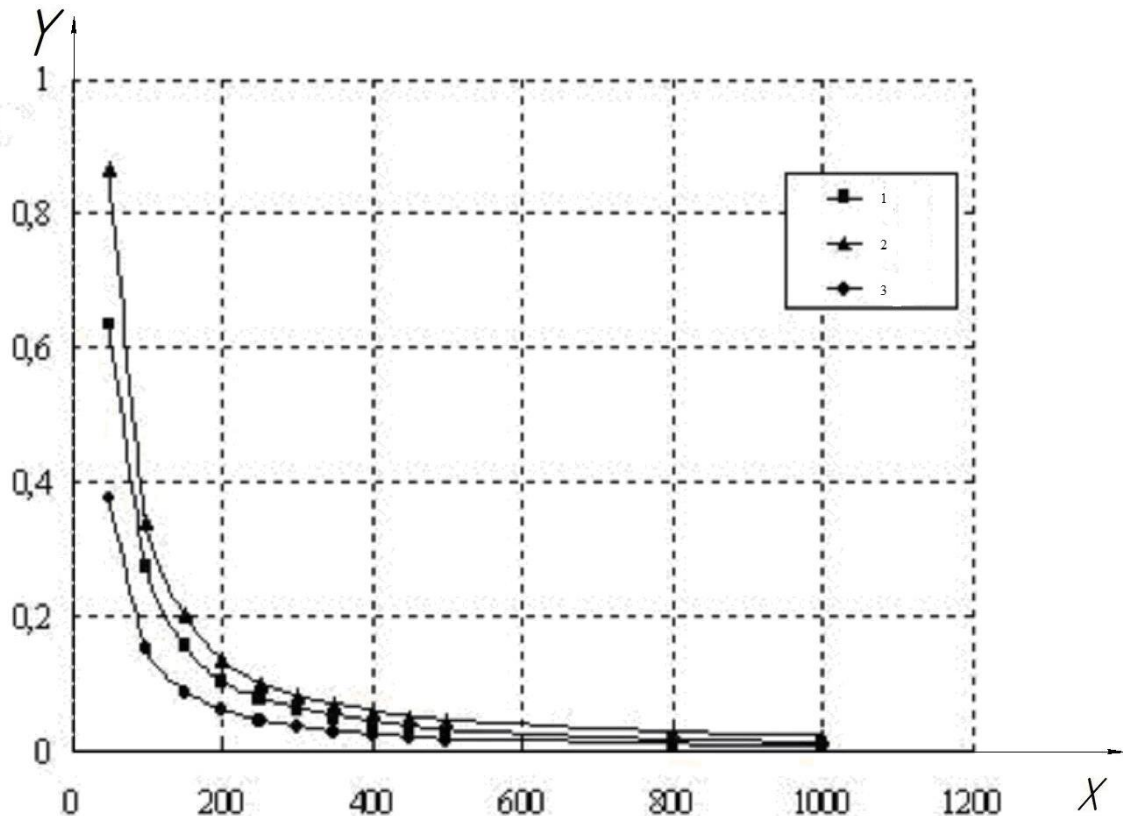


Рис. 1. Зависимость дисперсии ($Y \times 10^{10}$ Па²) от полосы пропускания фильтра (X , Гц) при различных вариантах фильтра:

Кривая 1 – фильтр Баттерворта;

Кривая 2 – фильтр Чебышева;

Кривая 3 – фильтр Бесселя.

Минимальное значение дисперсии получено для фильтра Бесселя с $\Delta f=(0...50)$ Гц и составляет $Y=0,375 \times 10^{10}$ Па², а с $\Delta f=(0...1000)$ Гц – $Y=0,00528 \times 10^{10}$ Па². Значительное изменение дисперсии получено для исследуемых фильтров до частоты пропускания $\Delta f=(0...400)$ Гц. Для фильтра Чебышева в этой области частот дисперсия уменьшается в ~15 раз. Для фильтров Баттерворта, Чебышева и Бесселя с увеличением частоты пропускания фильтра с $\Delta f=(0...400)$ Гц дисперсия монотонно уменьшается в ~4 раза и, можно считать, изменяется по линейному закону. Эта область частот пропускания фильтров характеризуется по сравнению с другими областями устойчивыми оценками измеряемых параметров в зависимости от типа фильтра. Анализ спектра пульсаций давления газа в отсеке при закритическом отношении давления газа в отсеке показывает, что преобладающий уровень пульсаций давления газа имеет место на частоте $f \approx 230$ Гц. Поэтому предпочтительным является

использование фильтра с частотой пропускания свыше 230 Гц. Максимальные отклонения оценок с применением фильтров наблюдается в начале полосы пропускания фильтра. Выбор требуемых параметров фильтра позволяет устранить этот недостаток. Для проведенных исследований эта область использования фильтра находится в начальной области давлений газа перед разрушением мембраны, когда давление газа в отсеке не изменяется. Именно эта область давлений газа в отсеке оказывала существенное влияние на значение дисперсии при оценке эффективности фильтра. Максимальное отклонение оценок получено для фильтров Баттерворта и Чебышева в начале разрушения мембраны при давлении газа в отсеке $P_{изб} \approx 2,97 \times 10^5$ Па и при падении давления газа до атмосферного.

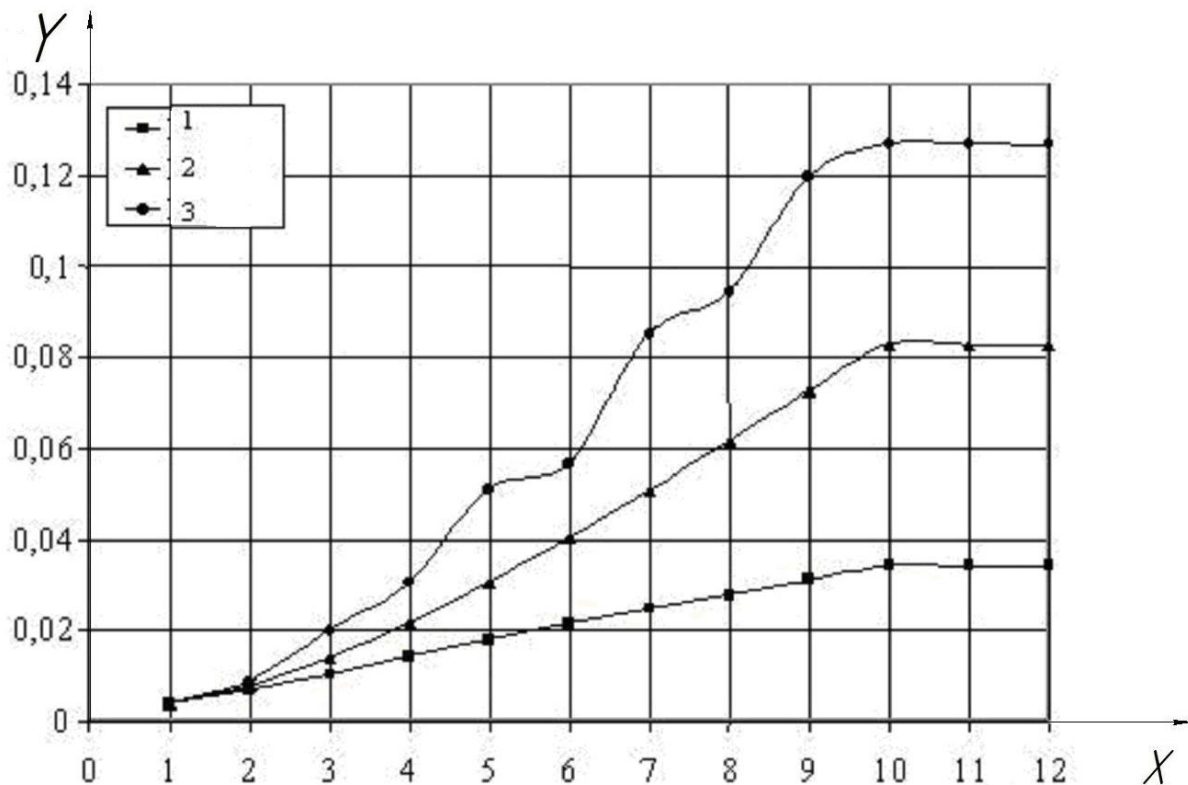


Рис. 2. Зависимость дисперсии ($Y \times 10^{10}$, Па²) от степени фильтра (X) с полосой пропускания фильтра $\Delta f = (0 \dots 400)$ Гц для различных типов фильтра:

Кривая 1 – фильтр Бесселя; Кривая 2 – фильтр Баттерворта;

Кривая 3 – фильтр Чебышева.

Оценки, полученные с применением фильтра Бесселя, имели минимальные отклонения относительно экспериментальных данных. В зоне выравнивания давления газа в отсеке до атмосферного оценки давления газа в отсеке с применением рассмотренных фильтров имели смещения по фазе. Для фильтра Бесселя с полосой пропускания $\Delta f = (0 \dots 400)$ Гц получены минимальные отклонения по сравнению с результатами эксперимента. Значения дисперсии в области положительных и отрицательных отклонений $X = Y_{\phi} - Y_b$ с применением фильтра Бесселя расположены симметрично относительно оси Y с началом координат в точке $X=0$. Значит, оценки с применением фильтра Бесселя расположены равномерно относительно экспериментальных данных.

На изменение параметров газа в отсеке в соответствии с моделью, соответствующей этому фильтру, оказывает степень фильтра (рис. 2). При степени фильтра 10 и более

рассматриваемые фильтры имеют максимальную дисперсию и с увеличением степени фильтра характеристики практически не изменяются.

Минимальное значение дисперсии ($\sigma^2 = 0,00377 \times 10^{10} \text{ Па}^2$) получено для рассмотренных фильтров Баттерворта, Чебышева, Бесселя при степени фильтра равном 1. При степени фильтра больше 1 и меньше 11 минимальную дисперсию имела модель с применением фильтра Бесселя.

Оценки с применением фильтра Бесселя имеют устойчивую линейную зависимость, что указывает на преимущества его применения по сравнению с фильтрами Баттерворта и Чебышева. Максимальную дисперсию и волнообразное изменение дисперсии от степени фильтра имели оценки при использовании фильтра Чебышева. Степень фильтра оказывает влияние на смещение оценок изменения давления газа в отсеке. Для фильтра Бесселя со степенью 10 происходит «запаздывание» давления газа в отсеке при $P_{\text{изб}} \approx 2,5 \times 10^5 \text{ Па}$ на 0,0135 с. Погрешность результатов расчета в соответствии с моделью по сравнению с экспериментом составляет 29%.

С уменьшением давления газа в отсеке до $P_{\text{изб}} \approx 0,5 \times 10^5 \text{ Па}$ запаздывание давления газа в отсеке достигает 0,002807 с, и погрешность составляет 5,7%. Запаздывание давления газа в отсеке во времени получено и для степени фильтра 1. В диапазоне давлений газа $P_{\text{изб}} \approx (0,5 \dots 2,5) \times 10^5 \text{ Па}$ запаздывание составляет (0,000275...0,000523) с, а погрешность результатов расчета не превышает (0,6...1,1)%. Периодическое волнообразное изменение параметров газа в отсеке в соответствии с моделью и смещение оценок в противоположные стороны относительно экспериментальных данных при разных фазах изменения давления газа в отсеке позволяет заключить о равномерном распределении давлений газа относительно экспериментальных данных. По истечении (50...90) с после разгерметизации отсека погрешность модели зависит от случайных пульсаций давления газа. Степень фильтра не оказывает существенного влияния на характер колебательного изменения параметров газа в отсеке в соответствии с моделью, которая соответствует фильтру Бесселя.

Анализ результатов исследования дисперсии моделей показывает, что минимальное расхождение между экспериментом и моделью получено при применении фильтров Баттерворта, Чебышева и Бесселя со степенью фильтра 1. При изменении степени фильтра минимальное значение дисперсии и устойчивые оценки имеет модель с применением фильтра Бесселя. Полученная модель определения параметров газа в отсеке с применением фильтра со степенью 1 отражает характер протекания процесса, описывает изменение давления газа в отсеке с достаточной для практики точностью и может применяться для анализа процессов при внезапной разгерметизации отсека.

5. Аэроакустические характеристики при истечении газа через отверстие типа «рваное»

Эксплуатация ЛА показывает, что имеющиеся случаи внезапной разгерметизации, как правило, сопровождаются истечением газа из отсека через отверстие произвольной конфигурации. Такое отверстие может иметь самую разнообразную конфигурацию и зачастую образуется в результате разрушения конструкции ЛА, обшивки фюзеляжа. Отверстие содержит выступающие в поток элементы конструкции, «рваные» части конструкции, упругие и неподвижные элементы конструкции. В зависимости от свойств конструкции отверстие в процессе истечения газа может изменять форму и площадь. В этом случае, будем использовать термин «рваное» отверстие. Результаты испытаний отверстия типа «рваное» представлены на Рис. 3, Рис. 4, Рис. 5. При

внезапной разгерметизации через отверстие типа «рваное» с $F_{отн}=0,036$ (рис. 3) характер спектра шума при докритическом отношении давления сравнивается со спектрами шума для отверстий типа «щель», «пробка», особый интерес - сравнение на частотах до 63 Гц. Близость акустических характеристик для отверстия типа «рваное» наблюдается с круглым отверстием при $F_{отн}=1$. Для отверстия типа «рваное» при докритическом отношении давления с $P_{изб}=0,77 \times 10^5$ Па и $P_{изб}=0,46 \times 10^5$ Па максимальное изменение пульсаций давления получено в области низких частот в диапазоне (8...31,5) Гц. С повышением частоты пульсаций давления УЗД увеличивается с $L=58,6$ дБ до $L=81,9$ дБ при $P_{изб}=0,46 \times 10^5$ Па, а при $P_{изб}=0,77 \times 10^5$ Па - с $L=69,6$ дБ до $L=97,5$ дБ.

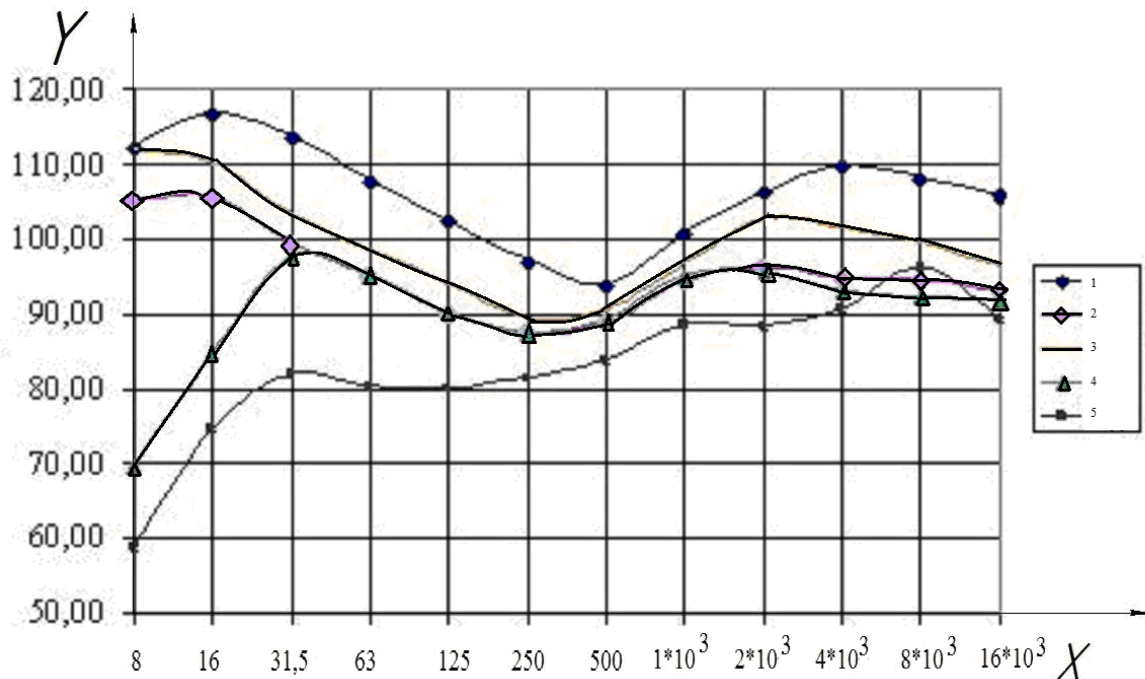


Рис. 3. УЗД (Y , дБ) в октавных полосах частот (X , Гц) для отверстия типа «рваное» с $F_{отн}=0,036$ при разгерметизации отсека с различными начальными давлениями газа в отсеке:

- Кривая 1 - $P_{изб}=2,75 \times 10^5$ Па, $L_{сум}=121,15$ дБ;
- Кривая 2 - $P_{изб}=1,2 \times 10^5$ Па, $L_{сум}=110,8$ дБ;
- Кривая 3 - $P_{изб}=1,3 \times 10^5$ Па, $L_{сум}=115,91$ дБ;
- Кривая 4 - $P_{изб}=0,77 \times 10^5$ Па, $L_{сум}=103,68$ дБ;
- Кривая 5 - $P_{изб}=0,46 \times 10^5$ Па, $L_{сум}=99,11$ дБ.

На частотах свыше 31,5 Гц имеет место относительно равномерный характер изменения УЗД. При закритическом отношении давления спектр шума имеет максимальные УЗД в области частот (8...16) Гц, (2000...4000) Гц и минимальные УЗД - в области частот (250...500) Гц. Преобладающий вклад в общий уровень шума вносят пульсации звукового давления на частотах в области (8...16) Гц. При увеличении давления в отсеке с $P_{изб}=0,46 \times 10^5$ Па до $P_{изб}=2,75 \times 10^5$ Па суммарный УЗД (СУЗД) непрерывно увеличивается с $L_{сум}=99,1$ дБ до $L_{сум}=121,2$ дБ. При повышении начального давления в отсеке с $P_{изб}=0,46 \times 10^5$ Па до $P_{изб}=2,75 \times 10^5$ Па увеличение УЗД на частотах (8...125) Гц составляет $\Delta L=(53,6...22,3)$ дБ, на частотах (125...1000) Гц - $\Delta L=(10,2...22,3)$ дБ, на частотах свыше 1000 Гц - $\Delta L=(12,2...19,3)$ дБ.

При увеличении относительной площади отверстия до $F_{отн}=0,095$ (рис. 4) происходит изменение спектра в области закритического отношения давления и относительно низких давлений в отсеке. Это свидетельствует о том, что происходит перестройка характера течения газа через отверстие. В области давлений газа в отсеке $P_{изб}=(0,3...1,75)\times 10^5$ Па совпадают характеры пульсаций давления для отверстий типа «рваное» и «щель». На частотах свыше 31,5 Гц при $P_{изб}=0,26\times 10^5$ Па совпадают характеры пульсаций давления для отверстия типа «рваное» и «пробка».

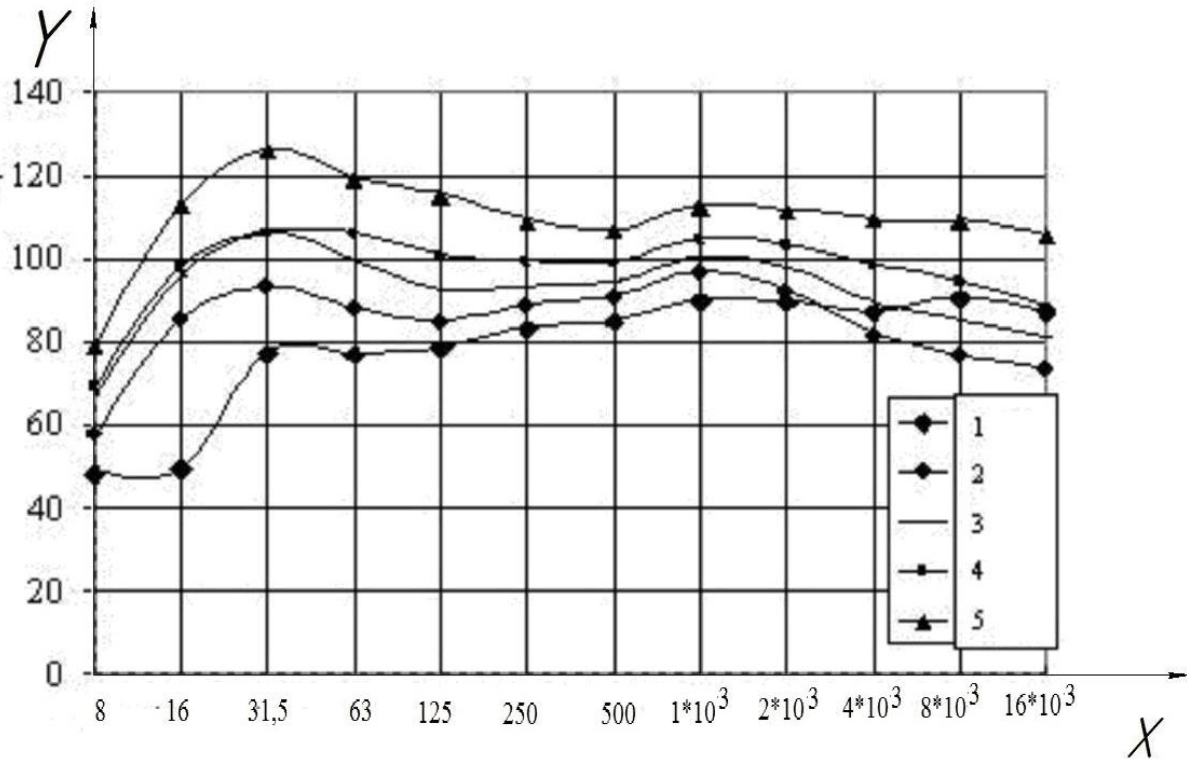


Рис. 4. УЗД (Y , дБ) в октавных полосах частот (X , Гц) для отверстия типа «рваное» с $F_{отн}=0,095$ при разгерметизации отсека с различными начальными давлениями газа в отсеке:

- Кривая 1 – $P_{изб}=0,26\times 10^5$ Па, $L_{сум}=96,55$ дБ;
 Кривая 2 – $P_{изб}=0,3\times 10^5$ Па, $L_{сум}=100,62$ дБ;
 Кривая 3 – $P_{изб}=0,88\times 10^5$ Па, $L_{сум}=108,84$ дБ;
 Кривая 4 – $P_{изб}=1,75\times 10^5$ Па, $L_{сум}=112,32$ дБ;
 Кривая 5 – $P_{изб}=1,35\times 10^5$ Па, $L_{сум}=127,77$ дБ.

Анализ спектра (рис. 4) показывает, что максимальное изменение пульсаций давления при исследуемых давлениях в отсеке получено в области низких частот в диапазоне (8...31,5) Гц, и оно составляет $\Delta L=(31,2...63,2)$ дБ при изменении давления в отсеке в области $P_{изб}=(0,26...1,75)\times 10^5$ Па. При повышении начального давления газа в отсеке с $P_{изб}=0,26\times 10^5$ Па до $P_{изб}=1,75\times 10^5$ Па в процессе внезапной разгерметизации происходит непрерывное увеличение СУЗД с $L_{сум}=96,6$ дБ до $L_{сум}=127,8$ дБ.

При этом увеличение УЗД на частотах (8...125) Гц составляет $\Delta L=(31,2...63,2)$ дБ, на частотах (125...1000) Гц – $\Delta L=(37...21,8)$ дБ, на частотах свыше 1000 Гц – $\Delta L=(23,9...32,2)$ дБ. Преобладающий вклад в общий уровень шума вносят пульсации

звукового давления на частотах в области (31,5...63) Гц, за исключением испытаний при $P_{изб}=0,26 \times 10^5$ Па (здесь преобладающий вклад на частотах (1000...8000) Гц).

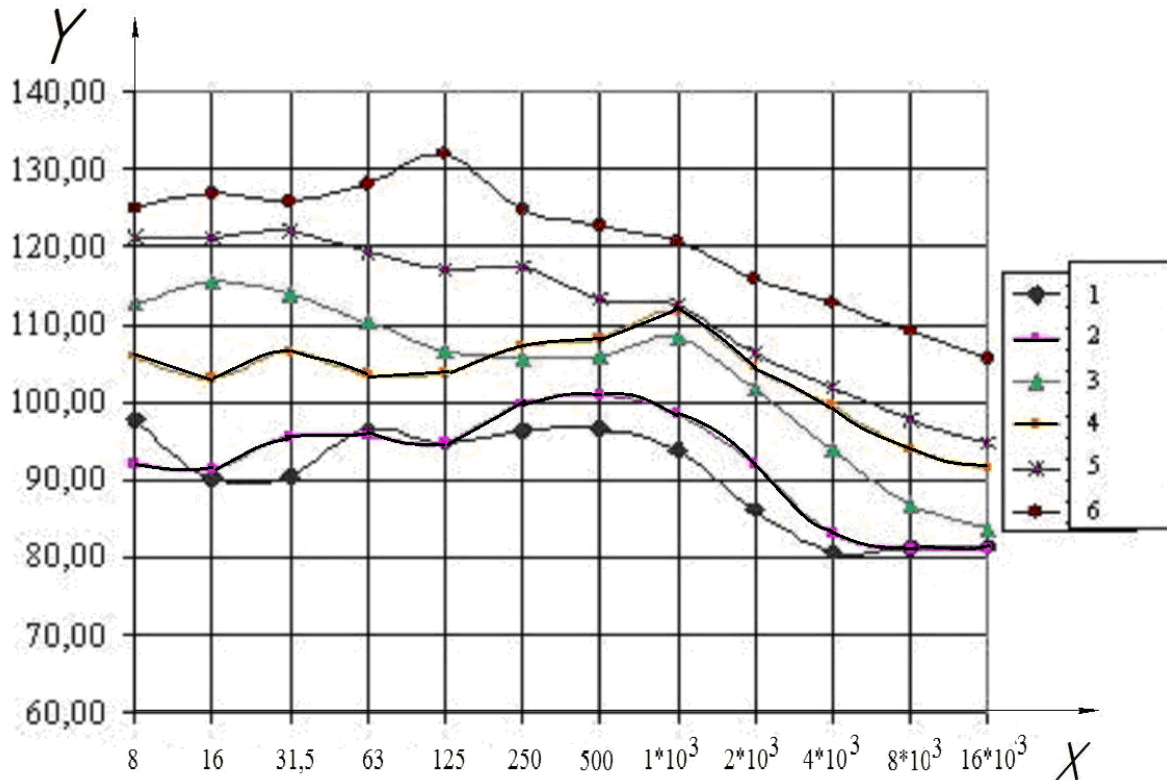


Рис. 5. УЗД (Y, дБ) в октавных полосах частот (X, Гц) для отверстия типа «рваное» с $F_{отн}=0,486$ при разгерметизации отсека с различными начальными давлениями газа в отсеке:

- Кривая 1 – $P_{изб}=0,22 \times 10^5$ Па, $L_{сум}=104,79$ дБ;
- Кривая 2 – $P_{изб}=0,4 \times 10^5$ Па, $L_{сум}=106,83$ дБ;
- Кривая 3 – $P_{изб}=0,77 \times 10^5$ Па, $L_{сум}=120,59$ дБ;
- Кривая 4 – $P_{изб}=1,26 \times 10^5$ Па, $L_{сум}=117,2$ дБ;
- Кривая 5 – $P_{изб}=1,85 \times 10^5$ Па, $L_{сум}=128,54$ дБ;
- Кривая 6 – $P_{изб}=3,01 \times 10^5$ Па, $L_{сум}=136,12$ дБ.

При увеличении относительной площади отверстия до $F_{отн}=0,486$ характер спектра существенно изменяется (рис. 5). Спектр шума имеет пологую характеристику. При повышении частоты пульсаций имеем общий характер понижения УЗД. Некоторое отклонение от этой закономерности наблюдается в области критических режимов течения. Преобладающий вклад в общий уровень шума вносят предельно низкие частоты (8...16) Гц. Исключением является вклад пульсаций давления на частоте 125 Гц при $P_{изб}=3,01 \times 10^5$ Па. При повышении начального давления в отсеке $P_{изб}=0,22 \times 10^5$ Па до $P_{изб}=3,01 \times 10^5$ Па получено увеличение СУЗД с $L_{сум}=104,8$ дБ до $L_{сум}=136,1$ дБ. Увеличение УЗД на частотах (8...125) Гц составляет $\Delta L=(36,8...32,4)$ дБ, на частотах (125...1000) Гц – $\Delta L=(32,4...26,1)$ дБ, на частотах свыше 1000 Гц – $\Delta L=(32,1...24,5)$ дБ. Сравнительный анализ спектров рис. 3 и рис.4 показывает, что при увеличении относительно близких начальных давлений газа в отсеке от $P_{изб}=(0,46...0,3) \times 10^5$ Па до $P_{изб}=(1,3...1,35) \times 10^5$ Па СУЗД увеличивается с $L_{сум}=99,1$ дБ до $L_{сум}=115,9$ дБ ($\Delta L_{сум}=16,8$ дБ) для $F_{отн}=0,036$ и – с $L_{сум}=100,6$ дБ до $L_{сум}=127,8$ дБ ($\Delta L_{сум}=27,2$ дБ) для

$F_{отн}=0,095$. Из анализа спектров рис. 2 и 3 следует, что при увеличении начального давления газа в отсеке с $P_{изб}=(0,22...0,26)\times 10^5$ Па до $P_{изб}=(1,75...1,85)\times 10^5$ Па происходит увеличение СУЗД с $L_{сум}=96,6$ дБ до $L_{сум}=112,3$ дБ ($\Delta L_{сум}=15,7$ дБ) для $F_{отн}=0,095$ и с $L_{сум}=104,8$ дБ до $L_{сум}=128,5$ дБ ($\Delta L_{сум}=23,7$ дБ) для $F_{отн}=0,486$. Обобщая результаты проведенных исследований, можно сделать вывод, что при внезапной разгерметизации отсека через «рваное» отверстие с увеличением относительной площади отверстия происходит увеличение СУЗД от минимального значения $L_{сум}=99,1$ дБ для $F_{отн}=0,036$ при $P_{изб}=0,46\times 10^5$ Па до максимального значения $L_{сум}=136,1$ дБ для $F_{отн}=0,486$ при $P_{изб}=3,01\times 10^5$ Па.

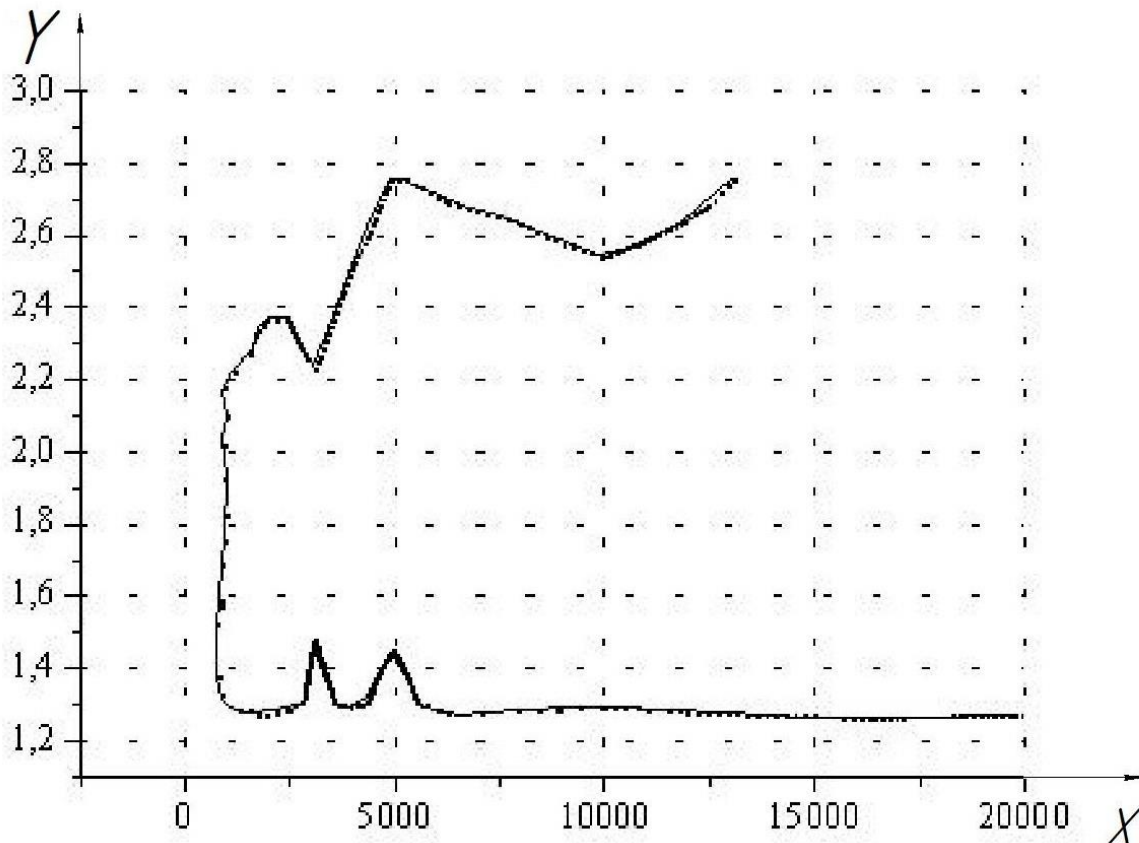


Рис. 6. Зависимость частоты (X , Гц) от избыточного давления в отсеке ($Y \times 10^5$, Па) для линии пересечения поверхностей спектров УЗД круглого отверстия и отверстия типа «рваное» с $F_{отн}=0,036$.

Увеличение относительной площади отверстия приводит к увеличению УЗД во всем диапазоне частот (8...16000) Гц. Преобладающий вклад вносят УЗД в области низких частот в диапазоне (8...16) Гц.

На основании проведенных исследований представляется возможным провести сравнительный анализ УЗД, создаваемых движущимся потоком при внезапной разгерметизации отсека через круглое отверстие и отверстие типа «рваное». По данным рис. 3- рис. 5 определяем линию пересечения поверхностей спектров шума (рис. 6).

В соответствии с рис. 6 определяем области преобладающих УЗД при внезапной разгерметизации отсека в зависимости от конструктивного исполнения отверстия. При истечении газа через круглое отверстие максимальные УЗД получены по сравнению с отверстием типа «рваное» при давлении газа в отсеке $P_{изб} < (1,26...1,47)\times 10^5$ Па на частотах (1339...20000) Гц; $P_{изб} > (1,28...2,22)\times 10^5$ Па на частотах $f < (877...1339)$ Гц;

$P_{изб} > (2,22 \dots 2,75) \times 10^5$ Па на частотах (1339...13141) Гц. В области частот (877...1339) Гц при $P_{изб} = (1,28 \dots 2,22) \times 10^5$ Па линия пересечения поверхностей имеет волнообразный характер. В области относительно низких давлений при $P_{изб} = (1,26 \dots 1,29) \times 10^5$ Па на частотах (6000...20000) Гц линия пересечения поверхностей близка к линейной зависимости.

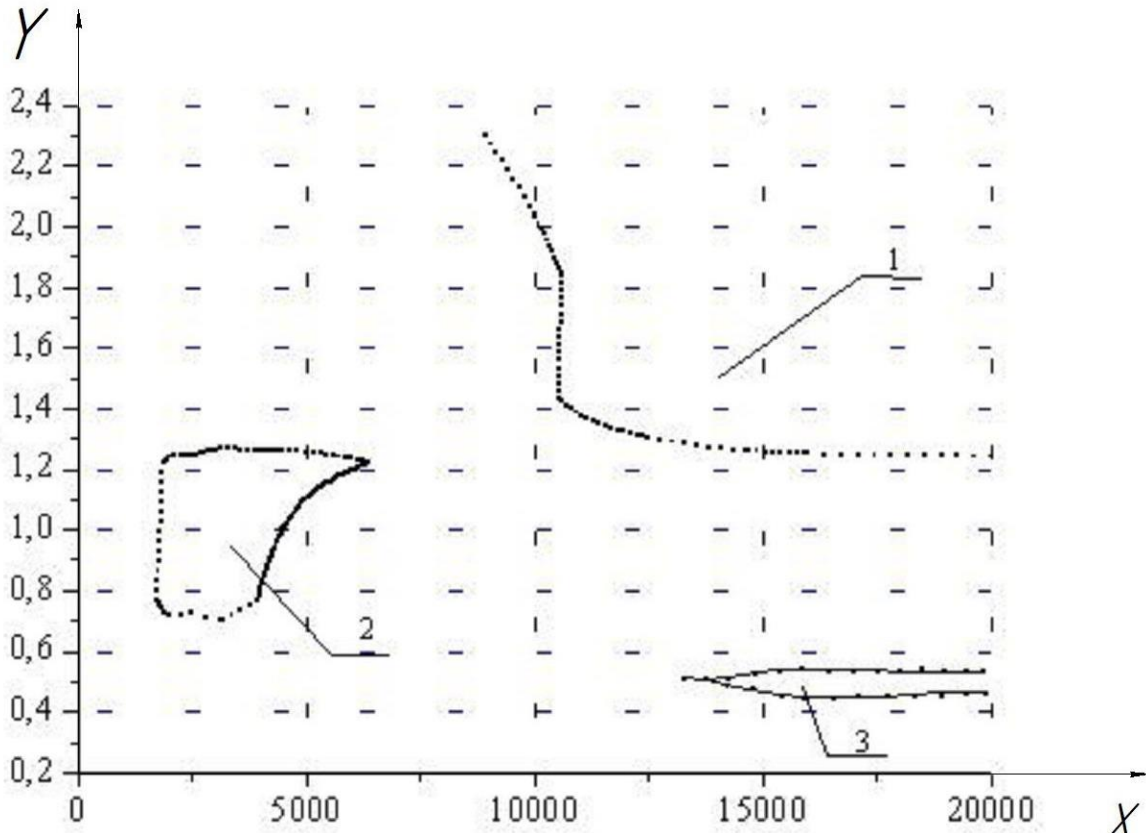


Рис. 7. Зависимость частоты (X , Гц) от избыточного давления в отсеке ($Y \times 10^5$, Па) для линии пересечения поверхностей спектров УЗД круглого отверстия и отверстия типа «рваное» с $F_{отн} = (0,486 \dots 0,497)$:

Кривые: 1, 2, 3 – области пересечения поверхностей.

Верхняя граница пересечения поверхностей ограничивается максимальными значениями исследуемых параметров. Внутренняя область линии пересечения поверхностей определяет максимальные УЗД при истечении газа из отверстия типа «рваное». Таким образом, при внезапной разгерметизации отсека через отверстие с начальным давлением газа в отсеке и частотой, значения которых расположены во внутренней области линии пересечения поверхностей спектров, преобладающий вклад в общий уровень шума вносит отверстие типа «рваное», во внешней области – круглое отверстие.

Анализ изменения СУЗД в зависимости от формы отверстия при внезапной разгерметизации отсека позволяет установить некоторые закономерности образования пульсаций давления газа. При $P_{изб} = 1,9 \times 10^5$ Па получены близкие значения СУЗД ($L_{сум} = 118,5$ дБ) для круглого отверстия и отверстия типа «рваное». В области начальных давлений газа в отсеке при $P_{изб} \geq 1,28 \times 10^5$ Па для круглого отверстия и отверстия типа «рваное» СУЗД соизмеримы. Следовательно, в этой области начальных давлений газа в отсеке при внезапной разгерметизации отсека форма отверстия

оказывает влияние на перераспределение спектра шума по частоте. Напротив, при $P_{изб} < 1,28 \times 10^5$ Па в процессе истечения газа из отсека форма отверстия оказывает влияние на величину СУЗД и на изменение спектра шума по частоте. Проведенные исследования показывают, что существенные изменения имеют место для уровней пульсаций давления газа. Так, при внезапной разгерметизации с начальным давлением газа в отсеке с $P_{изб} \approx 0,57 \times 10^5$ Па СУЗД для круглого отверстия составляет $L_{сум} = 122,1$ дБ, а для отверстия типа «рваное» - $L_{сум} = 100,7$ дБ.

Линии пересечения поверхностей спектров УЗД для круглого отверстия и отверстия типа «рваное» зависят от относительной площади отверстия. При увеличении относительной площади отверстия количество областей пересечения поверхностей возрастает. Так, для $F_{отн} = 0,486 \dots 0,497$ имеется три области пересечения спектров УЗД (рис. 7) и три области максимальных УЗД для отверстия типа «рваное». Первая область (1) имеет место при начальном давлении газа в отсеке $P_{изб} > (1,43 \dots 1,24) \times 10^5$ Па в диапазоне частот $(10551 \dots 20000)$ Гц, $P_{изб} > (1,86 \dots 1,43) \times 10^5$ Па в диапазоне частот $(10565 \dots 10551)$ Гц, $P_{изб} > (2,3 \dots 1,86) \times 10^5$ Па в диапазоне частот $(8913 \dots 10565)$ Гц. Эта область открыта и ограничена только нижними значениями давления газа в отсеке. Вторая область (2) является замкнутой и ограничивается начальными давлениями газа в отсеке при $P_{изб} > (0,7 \dots 0,77) \times 10^5$ Па в диапазоне частот $(1716 \dots 3977)$ Гц, $P_{изб} > (1,24 \dots 0,7) \times 10^5$ Па в диапазоне частот $(2025 \dots 1716)$ Гц, $P_{изб} < (1,24 \dots 1,21) \times 10^5$ Па в диапазоне частот $(2025 \dots 6151)$ Гц, $P_{изб} > (0,77 \dots 1,21) \times 10^5$ Па в диапазоне частот $(3977 \dots 6151)$ Гц. Третья область (3) является открытой в области высоких частот (свыше 20000 Гц) и ограничена двумя линиями при $P_{изб} > (0,439 \dots 0,507) \times 10^5$ Па и $P_{изб} < (0,507 \dots 0,536) \times 10^5$ Па в диапазоне частот $(13275 \dots 20000)$ Гц. Третья область относительно двух предыдущих областей имеет относительно небольшую область изменения давления газа в отсеке и частоты пульсаций давления.

Для отверстия типа «рваное» проведен анализ скорости изменения давления газа в начальный момент разгерметизации отсека с относительной площадью отверстия в диапазоне $F_{отн} = (0,036 \dots 0,486)$ при изменении начального давления газа в отсеке в диапазоне $P_{изб} = (0,257 \dots 3,057) \times 10^5$ Па (рис. 8). Для $F_{отн} = 0,036$ при увеличении начального давления газа в отсеке с $P_{изб} = 0,536339 \times 10^5$ Па скорость изменения давления газа в отсеке увеличивается ($\frac{dP}{dt} = -1616,93548 \times 10^4$ Па/с) и достигает

максимального значения $\frac{dP}{dt} = -3612,90323 \times 10^4$ Па/с при $P_{изб} = 1,12444 \times 10^5$ Па.

Дальнейшее повышение начального давления газа в отсеке приводит к уменьшению скорости изменения давления газа в отсеке и при $P_{изб} = 2,7632 \times 10^5$ Па составляет $\frac{dP}{dt} = -$

$2908,3636 \times 10^4$ Па/с. Увеличение относительной площади отверстия до $F_{отн} = 0,0948$ уменьшает скорость изменения давления газа в отсеке во всем диапазоне исследованных начальных давлений газа в отсеке. В диапазоне начальных давлений газа в отсеке $P_{изб} = (0,257385621 \dots 0,299798) \times 10^5$ Па при увеличении начального давления газа происходит уменьшение скорости изменения давления газа в отсеке с $\frac{dP}{dt} = -1399,19355 \times 10^4$ Па/с до $\frac{dP}{dt} = -952,2636 \times 10^4$ Па/с. Последующее увеличение

начального давления газа в отсеке приводит к повышению скорости изменения давления газа в отсеке, максимальное значение которого достигает величины $\frac{dP}{dt} = -$

$3016,2727 \times 10^4$ Па/с при $P_{\text{изб}} = 0,939127 \times 10^5$ Па. В диапазоне начальных давлений $P_{\text{изб}} = (0,939127 \dots 2,1108) \times 10^5$ Па скорость изменения давления газа в отсеке понижается и достигает минимального значения $\frac{dP}{dt} = -2052,41935 \times 10^4$ Па/с при $P_{\text{изб}} = 1,36457516 \times 10^5$ Па. Максимальное значение скорости изменения давления газа в отсеке получено для $F_{\text{отн}} = 0,486$ при $P_{\text{изб}} = 1,83697 \times 10^5$ Па ($\frac{dP}{dt} = -4738,796 \times 10^4$ Па/с). В области критических и околокритических отношений давлений ($P_{\text{изб}} = (0,446343 \dots 1,1244) \times 10^5$ Па) при увеличении начального давления газа в отсеке получено увеличение скорости изменения давления газа. Обобщив результаты исследований истечения газа через отверстие различной площади можно установить закономерность изменения давления газа в отсеке во времени в зависимости от начального давления. Для относительной площади отверстия в диапазоне $F_{\text{отн}} = (0,036 \dots 0,486)$ при увеличении начального давления газа в отсеке давление газа уменьшается со скоростью, которая может быть описана линейной моделью (кривая 4, рис. 8).

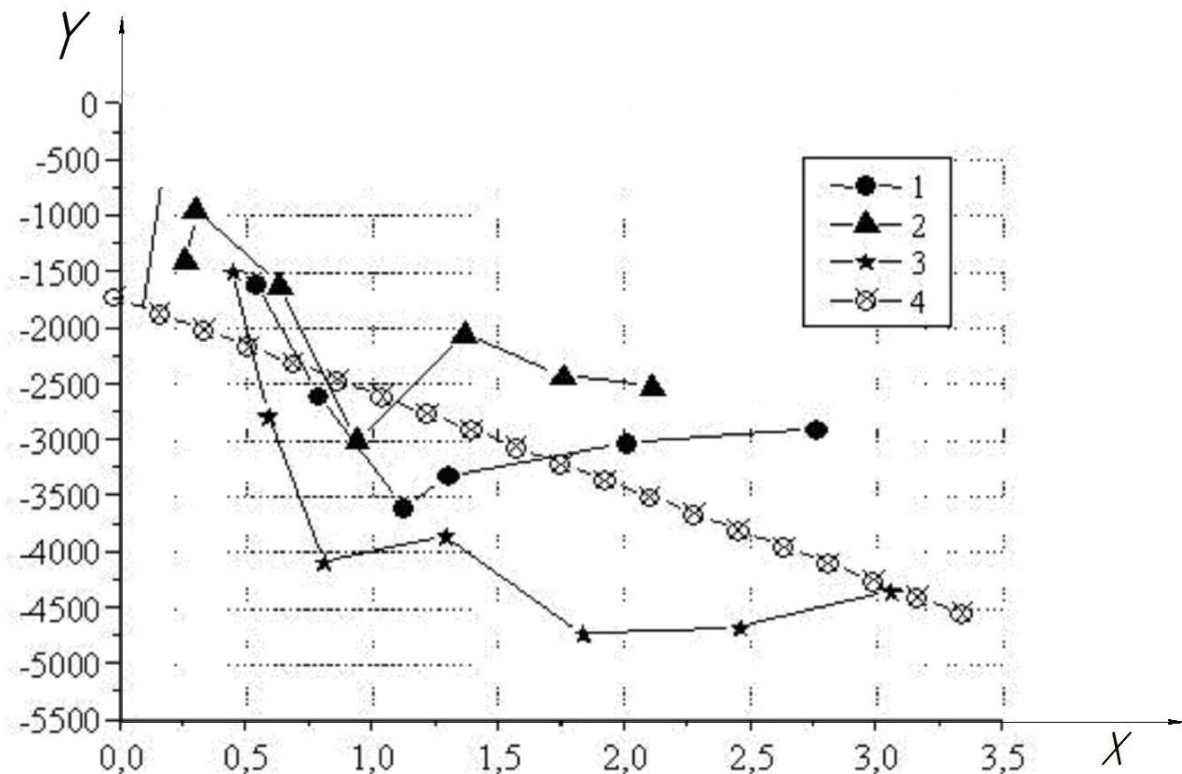


Рис. 8. Зависимость начальной скорости изменения давления газа в отсеке ($Y \times 10^4$, Па/с) в зависимости от начального избыточного давления ($X \times 10^5$, Па) при различных вариантах исполнения отверстия типа «рваное»:

Кривая 1 – $F_{\text{отн}} = 0,036$;

Кривая 2 – $F_{\text{отн}} = 0,0948$;

Кривая 3 – $F_{\text{отн}} = 0,486$;

Кривая 4 – линейная модель.

Анализ проведенных результатов исследований показывает, что скорость изменения давления газа в отсеке располагается внутри области, которая ограничена

минимальными и максимальными значениями скорости. При внезапной разгерметизации отсека через отверстие типа «рваное» с $F_{отн}=(0,036...0,486)$ давление газа в отсеке изменяется в течении $\tau=(0,00055...0,004399)$ с со скоростью в диапазоне от $\frac{dP}{d\tau}=-(952,2636...3016,2727)\times 10^4$ Па/с при $P_{изб}=(0,299798...2,7632)\times 10^5$ Па до $\frac{dP}{d\tau}=-(1505,793...4738,796)\times 10^4$ Па/с при $P_{изб}=(0,446343...3,0573)\times 10^5$ Па.

Сравнение результатов анализа изменения давления газа в отсеке при истечении газа через отверстие типа «рваное» и круглое в начальный момент разгерметизации отсека показывает (рис. 3 и рис. 4), что при относительно близких диапазонах изменения относительной площади отверстия для круглого отверстия область скорости изменения давления превышает на границе минимальной скорости в $(25...16)$ раз, а на границе максимальной скорости в $(1,7...1,1)$ раза. Сравнение линейных моделей скорости изменения давления газа в отсеке для круглого отверстия и отверстия типа «рваное» (рис. 8, кривая 4) показывает, что при увеличении начального давления в отсеке для круглого отверстия происходит увеличение падения давления воздуха с большей скоростью. Для сравниваемых отверстий пересечение линейных моделей скорости изменения давления газа происходит в точке при $P_{изб}=0,5076\times 10^5$ Па. Таким образом, при $P_{изб}>0,5076\times 10^5$ Па имеем максимальную скорость изменения давления газа для отверстия типа «рваное», а при $P_{изб}<0,5076\times 10^5$ Па – для круглого отверстия. Этот вывод справедлив без учета влияния относительной площади отверстия. Сопоставим результаты истечения газа из отсека через относительно близкие значения отверстий. Для $F_{отн}=0,036$ скорость изменения давления газа в отсеке через отверстие типа «рваное» по сравнению с круглым отверстием превышает на $-(1602,449...3536,589)\times 10^4$ Па/с в диапазоне начальных давлений в отсеке $P_{изб}=(0,536...2,763)\times 10^5$ Па. При увеличении относительной площади отверстия до $F_{отн}=(0,486...0,407)$ для отверстия типа «рваное» сохраняется превышение скорости изменения давления газа в отсеке на $-(55,353...1919,673)\times 10^4$ Па/с в диапазоне начальных давлений в отсеке $P_{изб}=(0,484...2,325)\times 10^5$ Па. Максимальное относительное снижения давления в отсеке для отверстия типа «рваное» получено при околокритических отношениях давлений газа. При уменьшении начального давления газа в отсеке для круглого отверстия в области $P_{изб}<0,484\times 10^5$ Па скорость изменения давления увеличивается (для круглого отверстия по сравнению с отверстием типа «рваное» оно увеличилось на $-627,31\times 10^4$ Па/с).

Первоначально предполагалось, что установка на выходе из отсека отверстия с рваными краями приведет к образованию дополнительных источников пульсаций давления газа, а следовательно, и к увеличению гидравлического сопротивления. Это должно привести к уменьшению расхода газа через такое отверстие. Проведенные же экспериментальные исследования опровергли это предположение. Полученные основные зависимости движущегося газа из отсека через круглое и «рваное» отверстия показали, что выходное отверстие оказывает влияние на перераспределение спектра пульсаций давления воздуха, на изменение давления газа в отсеке, а следовательно и на расход воздуха из отсека. Перераспределение спектров пульсаций давления воздуха может приводить как к увеличению расхода воздуха из отсека, так и к его уменьшению. Это подтверждается изменением скорости давления газа в отсеке. На основании проведенных исследований установлено, что при внезапной разгерметизации отсека через «рваное» отверстие образуется широкополосный спектр шума.

Выводы

1. Впервые рассмотрена методика обработки спектра пульсаций давления воздуха в отсеке при внезапной разгерметизации. Проведен сравнительный анализ применения цифровых фильтров Баттерворта, Чебышева и Бесселя. Минимальное значение дисперсии и устойчивые оценки показаний пульсаций давлений воздуха получены с применением фильтра Бесселя и полосой пропускания $\Delta f = (0 \dots 400)$ Гц.
2. Впервые проведено сравнение спектров УЗД для круглого отверстия и отверстия типа «рваное» при внезапной разгерметизации. Установлено, что отверстие типа «рваное» с $F_{отн} = (0,486 \dots 0,497)$ по отношению к круглому отверстию имеет три области пересечения спектров УЗД и максимальных УЗД. Первая область открыта и ограничена нижними значениями давления воздуха при $P_{изб} > (1,43 \dots 1,24) \times 10^5$ Па в диапазоне частот $(10551 \dots 20000)$ Гц. Вторая область является замкнутой и ограничивается начальными давлениями газа в отсеке при $P_{изб} > (0,7 \dots 1,24) \times 10^5$ Па в диапазоне частот $(1716 \dots 6151)$ Гц. Третья область является открытой в области высоких частот (свыше 20 кГц) и ограничена двумя линиями при $P_{изб} > (0,439 \dots 0,507) \times 10^5$ Па и $P_{изб} < (0,507 \dots 0,536) \times 10^5$ Па в диапазоне частот $(13275 \dots 20000)$ Гц.
3. Впервые установлено, что при внезапной разгерметизации отсека через «рваное» отверстие струя воздуха на выходе из отсека имеет широкополосный спектр шума.

Литература

1. Н.Е.Жуковский. Видоизменение метода Кирхгоффа для определения движения жидкости в двух измерениях при постоянной скорости, данной на неизвестной линии тока. – М.-Л.: Гостехиздат. – 1948. – Т.1. – 656 с.
2. С.А.Чаплыгин. О газовых струях. – М.-Л.: Гостехиздат, 1949. – 144 с.
3. Прикладная газовая динамика. Под ред. Г.Н. Абрамовича – М.: Наука, 1976. – 888 с.
4. Л.Г.Лойцянский. Механика жидкости и газа. Изд-во 5-е. – М.: Наука, 1978. – 736 с.
5. Л.Т.Быков, М.С.Егоров, П.В.Тарасов. Высотное оборудование самолетов. – М.: Оборонгиз, 1958. – 392 с.
6. Л.И.Седов. Механика сплошной среды. Том 2. – М.: Наука, 1976. – С. 54-58.
7. М.Гийон. Исследование и расчет гидравлических систем. Перевод с французского С.Н.Рождественского и И.П.Золотарева. – М.: Машиностроение, 1964. – 388 с.
8. Д.А.Семин, В.А.Павлюченко, Я.И.Мальцев. Исследование вихревых усилителей с диффузорами различных типов. // Вестник НТУУ «КПИ». Машиностроение. – К. – 2002. – Вып. 42. – Том 2. – С. 54-56.
9. В.С.Ивлентиев. Разгерметизация кабин летательных аппаратов: Автореф. дис. д-ра техн. наук: 05.07.02. – М.: МАИ, 1983. – 32 с.
10. В.Д.Доник, О.І.Запорожець. Аероакустичні процеси в разі розгерметизації посудини з надлишковим тиском газу // Вісн. НАУ. – 2006. – №1(27). – С.70-75.

Василий Дмитриевич Доник, кандидат технических наук государственного предприятия «АНТОНОВ». Область научных интересов – моделирование газодинамических и аэроакустических процессов в отсеке при внезапной разгерметизации. E-mail: Vasiliy.D.Donik@gmail.com.

Modelling processes under sudden depressurisation of compartment in flying machine

V.D. Donik

ANTONOV Company
Ukraine, 03062, Kiev, Akademik Tupolev, 1

For the first time were researched and established the basic behaviors of aeroacoustic processes during sudden depressurization and gas outflow from compartment through the round-type and lacerated-type holes. The data processing method for air pressure pulsation spectrum at the compartment during sudden depressurisation has been developed. The robust estimates of air pressure pulsation values were defined using Bessel filter and $\Delta f = (0 \dots 400)$ Hz passband. The SPL-spectrum of the lacerated-type hole with $F_{rel} = (0,486-0,497)$ relative area has three intersections comparing with SPL-spectrum of the round-type hole.

In general the gas outflow from the compartment is going via the hole having various configurations and areas. The principal patterns of the processes during air outflow from the compartment mainly via round-type hole were researched and established. The basic performances of moving gas inside the compartment and near location of round-type hole were defined. The basic models of moving gas during gas outflow via round-type hole at sub-critical and supercritical pressure ratio between compartment and ambient medium where gas inflowing were developed. The computation of air parameters in the compartments basing on the developed models were performed for various industries.

1. Analysis of publications

For the first time, the theoretical researches of air flow via hole (orifice) in the channel in which air flows were conducted by Nikolay Yegorovich Zhukovsky [1]. Also Sergey Alexeyevich Chaplygin considered the task about gas outflow via hole (orifice) from infinite vessel [2]. The impact of hole (orifice) configuration on the air flow processes was not considered in these studies.

Further researches of gas-dynamic processes during gas outflow via hole (orifice) with sharp edge, with rounded radius and with subsonic, sonic and supersonic velocities were conducted by other authors [3, 4, and 5].

The processes of gas (liquid) stream flow-around shield (wall) were described in the study [6]. The processes of ideal steady gas moving and free jet (stream) load impacted on the shield were considered. The mathematical model of free jet (stream) load impact on the shield was developed. The $P = Q \times v$ formula (where Q - gas mass flow, v - gas velocity) defines gas stream dynamic impact on the flat wall (shield) installed perpendicularly to the flow (stream). The force (load) and point of its application on the shield were defined for ideal and incompressible liquid.

The hydrodynamic forces impacting on various hydraulic equipments were considered in study [7]. Basing on moving body mechanics equitation the analysis of the homogeneous liquid outflow from closed vessel to the shield with v velocity via hole with S cross-section was made. At that there is an (F) force (load) occurred on the shield which is equal to $F = M \times v + (P_1 - P_0)S$ (where M - liquid mass flow, P_1 - liquid static pressure at the hole outlet, P_0 - pressure of ambient environment which gets the liquid outflow). Force direction is in line with v velocity direction. Some particular cases of liquid flow and flow reacting caused by variation of momentum were researched. The mathematical models presented by studies

[6, 7] are not taking into account the static and dynamic components of moving air, and therefore it limits the practical application sphere of the obtained models.

The experimental research results for vortex valves with the axial, axial-radial and slot-type diffusors were given in the study [8]. The maximal through capacity (flow efficiency) has the vortex amplifier with slot-type diffusor having $\mu = 1.91$ flow factor. The diffusor operating performance has two hysteresis zones of flow step change.

The specific features and aspects of aircraft compartment depressurisation are explained in the study made by Ivleniev V.S. [9]. The mathematical models of the processes in the compartment during isothermal, adiabatic and polytropic changing of gas parameters were presented. For the general case the model at polytropic running value was considered. The developed models have a limited application area, because they are not able to describe the changes of gas-dynamic and aeroacoustic processes for the air in the compartment at sudden depressurisation.

The experimental test rig to conduct the aeroacoustic researches during sudden depressurisation of the vessel is presented in the study [10]. Test rig includes the vessel with elastic membrane (diaphragm). With external air supply into vessel the elastic membrane (diaphragm) or the studied hole was exploded at the required pressure level and then the sudden gas outflow to the ambient environment (atmosphere) or to the neighbouring compartment happen. The aeroacoustic performances of moving air during sudden depressurisation were defined. For the first time, the gas pressure wave velocity in the two neighbouring compartments at the sudden change of gas pressure in the one of these compartments was defined. The results of noise level measurements at the elastic membrane (diaphragm) outlet depending on compartment length were given. Hole configuration at air outflow from the compartment was not considered.

The analysis of studies [1-10] is showing that researches were conducted mainly for the gas outflow from the compartment via round-type hole and that was not their aeroacoustic performances. Frequently the real cases of gas outflow from the compartment are accompanied with the arbitrary form (configuration) holes. The typical example is an air outflow during sudden depressurisation of aircraft compartment. Air outflow from the compartment is accompanied by complicated aeroacoustic events. During sudden depressurisation the destruction of the cockpit windshield slides or fuselage parts, the breach of cabin structural or pressure integrity could be frequently happen.

The specific features and aspects of such researches and computations conducting are defined by *ATN-25* aviation regulations. Therefore there is a need to conduct additional researches in order to establish the principal patterns of air parameters changing in the compartment and hole that gas outflowing.

2. The relevance of problem

The analysis of the published studies demonstrated that definition of the principal patterns of gas-dynamic and aeroacoustic processes in the compartment during sudden depressurisation of this compartment via hole with any arbitrary form (configuration) is relevant and represents the scientific application task.

3. Target and tasks of researches

The target of the presented researches is to study the basic processes in the compartment during sudden depressurisation via round-type and lacerated-type holes.

In order to achieve target objectives the following tasks are solved:

1. To develop the data processing method for air pressure pulsation spectrum at the compartment.
2. To establish the principal patterns of gas-dynamic and aeroacoustic processes in the compartments at gas outflow via lacerated-type hole; to conduct the comparative estimation between round-type and lacerated-type holes.
3. Data processing method for air pressure pulsation spectrum at the compartment during sudden depressurisation.

During sudden depressurisation of compartment the gas outflow via hole with complicated configuration could happen. In general, the holing in the compartment is a random process depending on many factors and aspects. One of them impacting on the gas flow from the compartment is hole shape (form).

The researches to study the aeroacoustic processes were conducted on the test rig in accordance with study [10]. Test rig includes the vessel (compartment). Due to air excessive (gauge) pressure impact the destruction of researched membrane (diaphragm) happens and then an air outflows this vessel to the ambient atmosphere or to the neighbouring vessel. At the destruction of membrane the hole with F_0 area with sharp edges are formed. The hole relative area equals to $F_{rel} = F_0/F$, where F – channel (compartment) cross-section area.

During air outflow the basic aeroacoustic processes – gas pressure and sound pressure level (SPL) at compartment outlet – were defined. The analysis of SPL-spectrum allowed to define the pattern of sound field generated by moving gas during sudden depressurisation of the compartment.

Data processing method for air pressure pulsation spectrum at the compartment during sudden depressurisation includes the widely used numerical filters were used – Butterworth filter, Chebyshev filter (equiripple filter) and Bessel filter. The numerical studies of gas pressure changing in the compartment (with $F_{rel} = 1$ relative area) during sudden depressurisation were performed. The preferable parameters of the filter – passband and filter ratio – for the whole changing range of gas parameters were defined. For aerodynamic noise frequency analysis the “SPECTRAN” universal recorder-analyser of vibro-acoustic signals was used (State metrological certification ref. No 22-0771 dated 31.07.2006). Sampling frequency of pressure and temperature sensors was equal to 35 kHz. With sensors sampling frequency increasing up to 60 kHz the estimation of the measured parameters was not significantly changed.

For noise spectrum analysis at acoustic measurements the octave-band and one-third octave band electronic filters were used. The analysis of gas pressure pulsation spectrum using the filters with passband from $\Delta f = (0...50)$ Hz up to $\Delta f = (0...1000)$ Hz were made. Basing on results of filter application the $\sigma^2 = Y = (Y_f - Y_b)^2/N$ experiment dispersion was defined, where Y_f – filtered value of gas pressure in the compartment; Y_b – gas pressure in the compartment measured by pressure sensor; N – number of experiments. With increasing of passband frequency filter the dispersion magnitude decreases monotony as per exponent law; so for Chebyshev filter with $\Delta f = (0...50)$ Hz filter passband the dispersion equals to $Y = 0,865 \times 10^{10} \text{ Pa}^2$, and for $\Delta f = (0...1000)$ Hz passband the dispersion equals to $Y = 0,0197 \times 10^{10} \text{ Pa}^2$ (see Fig.1).

The $Y = 0,375 \times 10^{10} \text{ Pa}^2$ minimal dispersion value has been obtained for Bessel filter with $\Delta f = (0...50)$ Hz, and for $\Delta f = (0...1000)$ Hz it equals to $Y = 0,00528 \times 10^{10} \text{ Pa}^2$. The significant changing of dispersion was obtained for the researched filters with passband frequency up to $\Delta f = (0...400)$ Hz. For Chebyshev filter within this frequency domain the dispersion decreases down in a ~15 times. For Butterworth filter, Chebyshev filter and Bessel

filter the passband frequency filter increasing from $\Delta f = (0 \dots 400)$ Hz the dispersion decreases monotonically in a ~ 4 times, and its changing could be approximated as a linear.

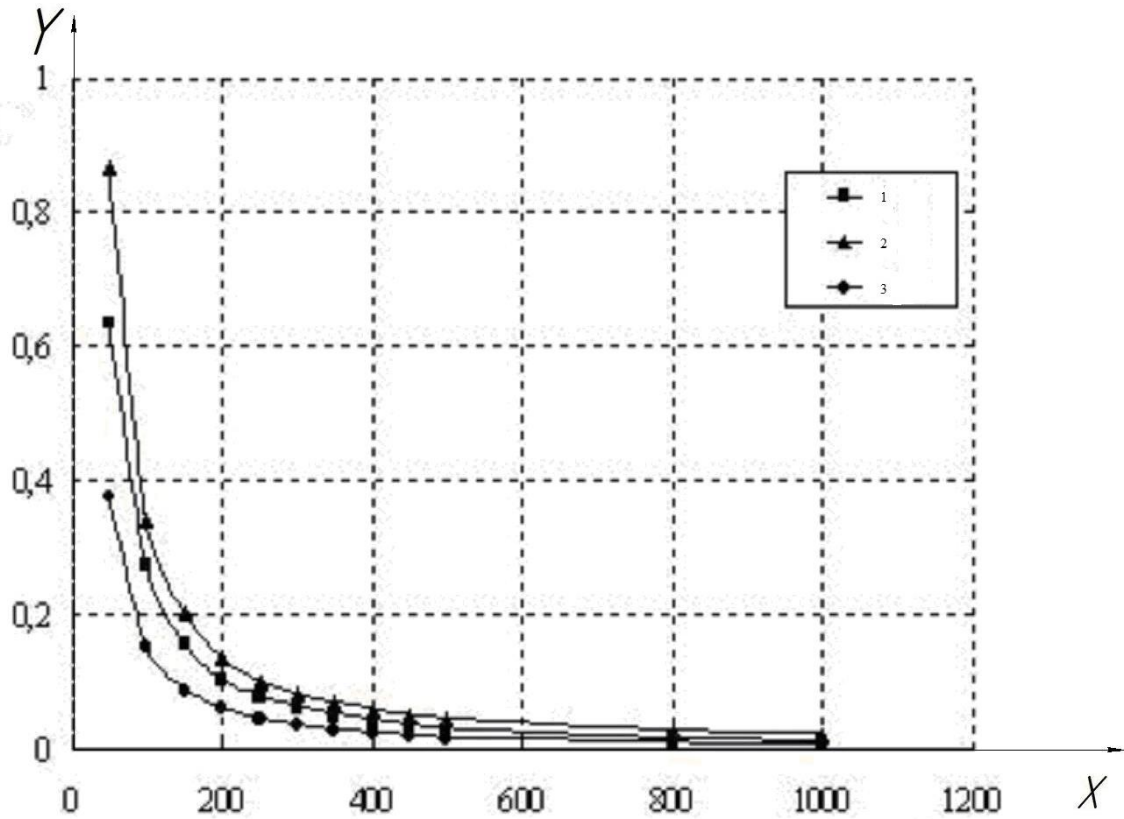


Fig. 1. The $(Y \times 10^{10} \text{ Pa}^2)$ dispersion dependency from (X, Hz) filter passband for various filter types:

Curve 1 – Butterworth filter; Curve 2 – Chebyshev filter; Curve 3 – Bessel filter.

The filters passband frequencies domain is characterized relatively to other domains by robust estimations of measured parameters depending on filter type. The pulsation spectrum analysis of gas pressure in the compartment at supercritical pressure ratio of gas in the compartment demonstrates that prevailing level of gas pressure pulsation occurred at $f \approx 230$ Hz frequency. Therefore the more preferable is usage of the filter with passband frequency more than 230 Hz. The maximum deviations of the estimations with filter applied are considered at the beginning of filter passband. The selection of the required filter parameters allows to eliminate this problem. For the conducted researches the filter field of use is located in the initial field of gas pressure before membrane destruction, when gas pressure in the compartment does not change. That particular field of gas pressure in the compartment has a significant effect on dispersion value during filter efficiency estimation. The maximum deviation of estimations was obtained for Butterworth filter and Chebyshev filter at the beginning of membrane destruction with $P_{\text{gauge}} \approx 2,97 \times 10^5$ Pa gas pressure in the compartment and with gas pressure dropped down to ambient atmosphere level.

The estimations with Bessel filter applied have a minimum deviations comparing with experimental data. In the levelling-off zone of gas pressure in the compartment down to ambient atmosphere the filtered, as considered, estimations of gas pressure in the compartment have a phase displacement. For Bessel filter with $\Delta f = (0 \dots 400)$ Hz passband the minimum deviations relative to experimental results were obtained. The dispersion values in the field of positive and negative $X = Y_{\phi} - Y_b$ deviations for the Bessel filter application were

located symmetrically relative to Y axis with $X=0$ zero of coordinate system. Therefore the estimations with Bessel filter applied have the uniform (equable) location comparing with experimental data.

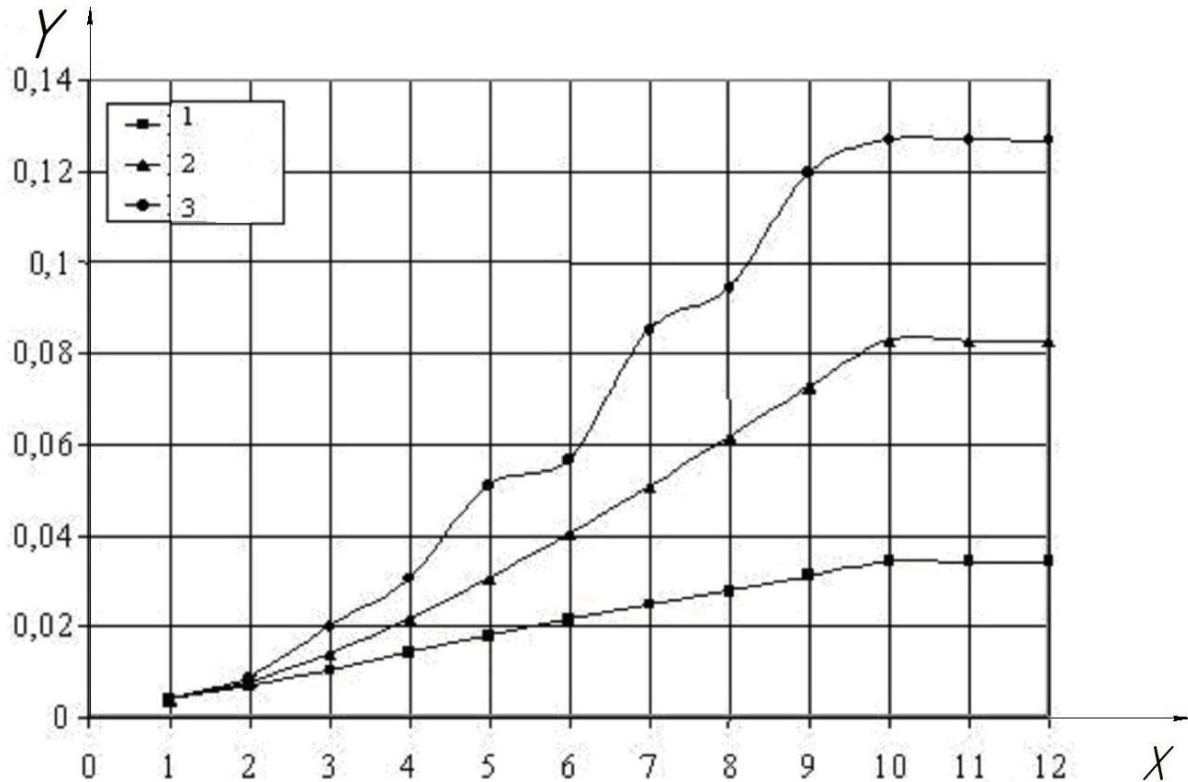


Fig. 2. The $(Y \times 10^{10}, \text{Pa}^2)$ dispersion dependency from (X) filter ratio with $\Delta f = (0 \dots 400)$ Hz filter passband for various filter types:

Curve 1 – Bessel filter; Curve 2 – Butterworth filter; Curve 3 – Chebyshev filter.

The filter ratio effects on changing of gas parameters in the compartment in accordance with model that filter using (see Fig.2). With filter ratio equals to 10 and more the considered filters have a maximal dispersion; and with filter ratio further increasing the dispersion does not changed practically. An $(\sigma^2 = 0,00377 \times 10^{10} \text{ Pa}^2)$ minimal dispersion value was obtained for the considered Butterworth filter, Chebyshev filter and Bessel filter with filter ratio equals to 1. With filter ratio more than 1 and less than 11 the model with Bessel filter applied has the minimal dispersion.

The estimations with Bessel filter applied have the steady linear dependency that indicates on the advantages of this filter comparing with other filters – Butterworth filter and Chebyshev filter. The estimations with Chebyshev filter applied have the maximal dispersion and wave-shaped changing of dispersion depending on filter ratio. The filter ratio has an effect on estimations displacement of gas pressure changing in the compartment. For Bessel filter with filter ratio equals to 10 the 0,0135 sec delaying of gas pressure in the compartment takes place at $P_{\text{gauge}} \approx 2,5 \times 10^5 \text{ Pa}$. The discrepancy of calculation results made in accordance with model equals to 29% in comparison with experiment data.

With decreasing of gas pressure in the compartment down to $P_{\text{gauge}} \approx 0,5 \times 10^5 \text{ Pa}$ the 0.002807 sec delaying of gas pressure in the compartment is reached and discrepancy became equal to 5.7%. Time delaying of gas pressure in the compartment was also obtained for filter ratio equal to 1 as well. For $P_{\text{gauge}} \approx (0,5 \dots 2,5) \times 10^5 \text{ Pa}$ gas pressure range the delaying equals to

(0,000275...0,000523) sec, and the discrepancy of calculation results does not exceed (0,6...1,1)%.

The periodic wave-shaped changing of gas parameters in the compartment in accordance with model and estimations displacement in opposite sides relatively to the experimental data at the different phases of gas pressure changing in the compartment allows to obtain the uniform (equable) distribution of gas pressure relatively to the experimental data.

Upon the expiration of (50...90) sec after compartment depressurisation the model accuracy (discrepancy) depends on random pulsations of gas pressure. Filter ratio has not a significant effect on the oscillating character of gas parameters changing in the compartment in accordance with model that using a Bessel filter.

The results analysis of dispersion models research demonstrates that minimal deviation between experimental and modelled data was obtained with the usage of Butterworth filter, Chebyshev filter and Bessel filter with these filters ratio equals to 1. If filter ratio changed then the model with Bessel filter applied has the minimal dispersion value and the robust estimations. The obtained model used to determine the gas parameters in the compartment using the filter ratio equal to 1 reflects the character of process pattern (behaviour), describes the changing of gas pressure in the compartment with practically useful-level accuracy and could be applied for processes analysis during sudden depressurisation of the compartment.

4. Aeroacoustic performances at gas outflow via lacerated-type hole

The experience of aircraft operation demonstrates that real events of sudden depressurisation are accompanied by gas outflow from the compartment via the hole frequently having any arbitrary form (configuration). Such hole could have very various configurations and it quite frequently occurs as a result of aircraft structure destruction and/or fuselage skin destruction. Such hole contains the structure components counter streamed to air flow, the lacerated (defragmented) components of structure, the elastic (flexible) and fixed components of structure, etc. Depending on structure design features the hole could change its shape (form) and through-pass area during gas outflow. The hole with such parameters is defined as a lacerated-type.

The tests results of lacerated-type hole are presented on the diagrams – see Fig.3, 4 and 5. At sudden depressurisation via lacerated-type hole with $F_{rel} = 0,036$ (see Fig.3) the character of noise spectrum at sub-critical pressure ratio is compared with the noise spectrum for slot-type and plug-type holes especially on the frequencies up to 63 Hz. The acoustic performances proximity with round-type hole was observed for lacerated-type hole with $F_{rel} = 1$.

The maximum changing of pressure pulsation for lacerated-type hole at sub-critical pressure ratio at $P_{gauge} = 0,77 \times 10^5$ Pa and $P_{gauge} = 0,46 \times 10^5$ Pa has been obtained for low frequencies in (8...31,5) Hz range. With pressure pulsation frequency increasing the SPL increases from $L = 58,6$ dB up to $L = 81,9$ dB at $P_{gauge} = 0,46 \times 10^5$ Pa, and it increases from $L = 69,6$ dB up to $L = 97,5$ dB at $P_{gauge} = 0,77 \times 10^5$ Pa. A relatively uniform (equable) character of SPL changing is presented at the frequencies more than 31,5 Hz. The noise spectrum at supercritical pressure ratio has the maximal SPL in the fields of (8...16) Hz and (2000...4000) Hz frequencies, and it has the minimal SPL in the field of (250...500) Hz frequency. The sound pressure pulsations at (8...16) Hz frequencies make the prevailing contribution in overall noise level.

At the increasing of pressure in the compartment from $P_{gauge} = 0,46 \times 10^5$ Pa up to $P_{gauge} = 2,5 \times 10^5$ Pa also OSPL increases continuously from $L_{sum} = 99,1$ dB up to $L_{sum} = 121,2$ dB. At the increasing of initial pressure in the compartment from $P_{gauge} = 0,46 \times 10^5$ Pa up to $P_{gauge} = 2,75 \times 10^5$ Pa the SPL increases to $\Delta L = (53,6...22,3)$ dB at

(8...125) Hz frequency, it increases to $\Delta L = (10,2 \dots 22,3)$ dB at (125...1000) Hz frequency, it increases up to $\Delta L = (12,2 \dots 19,3)$ dB at the frequencies more than 1000 Hz..

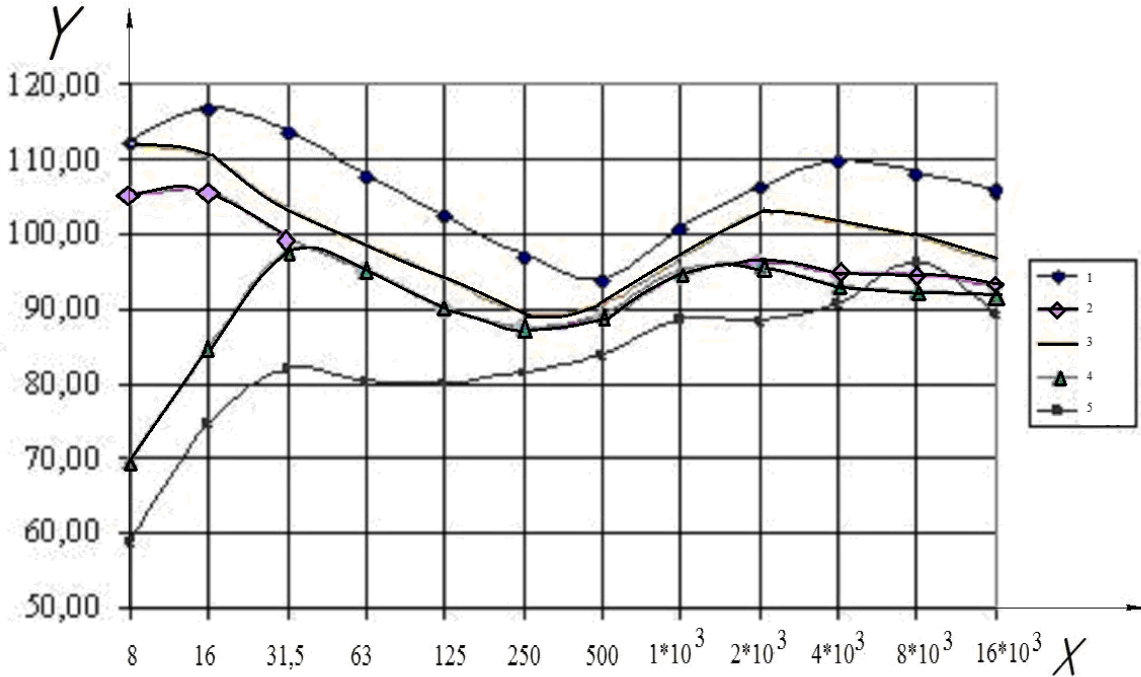


Fig. 3. The (Y, dB) SPL dependency from (X, Hz) octave-band frequencies of lacerated-type hole with $F_{rel} = 0,036$ during compartment depressurisation for various initial values of gas pressure in the compartment:

Curve 1 – $P_{gauge} = 2,75 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 121,15$ dB;

Curve 2 – $P_{gauge} = 1,2 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 110,8$ dB;

Curve 3 – $P_{gauge} = 1,3 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 115,9$ dB;

Curve 4 – $P_{gauge} = 0,77 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 103,6$ dB;

Curve 5 – $P_{gauge} = 0,46 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 99,11$ dB.

At the hole increasing up to $F_{rel} = 0,095$ (see Fig.4) the spectrum changing is occurred in the areas of supercritical pressure ratio and relatively low pressures in the compartment. It witnesses about reconfiguration of gas outflow pattern (behaviour). The characters of pressure pulsations for lacerated-type and slot-type holes are coinciding for $P_{gauge} = (0,3 \dots 1,75) \times 10^5$ Pa gas pressure range in the compartment. The characters of pressure pulsations for lacerated-type and plug-type holes are coinciding at the frequencies more than 31.5 Hz and $P_{gauge} = 0,26 \times 10^5$ Pa pressure.

The spectrum analysis (see Fig.4) demonstrates that maximal changing of pressure pulsations for the researched pressures in the compartment has been obtained for (8...31,5) Hz low frequency range and it equalled to $\Delta L = (31,2 \dots 63,2)$ dB at $P_{gauge} = (0,26 \dots 1,75) \times 10^5$ Pa pressure changing range in the compartment. If gas initial pressure in the compartment increases from $P_{gauge} = 0,26 \times 10^5$ Pa up to $P_{gauge} = 1,75 \times 10^5$ Pa during sudden depressurisation also a continuous increasing of OSPL from $L_{sum} = 96,6$ dB up to $L_{sum} = 127,8$ dB is occurred. At that the SPL increasing on (8...125) Hz frequency composes to $\Delta L = (31,2 \dots 63,2)$ dB, increasing on (125...1000) Hz frequency composes to $\Delta L = (37 \dots 21,8)$ dB and increasing on frequency higher than 1000 Hz composes to $\Delta L = (23,9 \dots 32,2)$ dB. The sound pressure pulsations at (31,5...63) Hz frequency range has the prevailing contribution into overall noise

level except experimental tests made at $P_{gauge} = 0,26 \times 10^5$ Pa (where the prevailing contribution has been considered at (1000...8000) Hz frequency range).

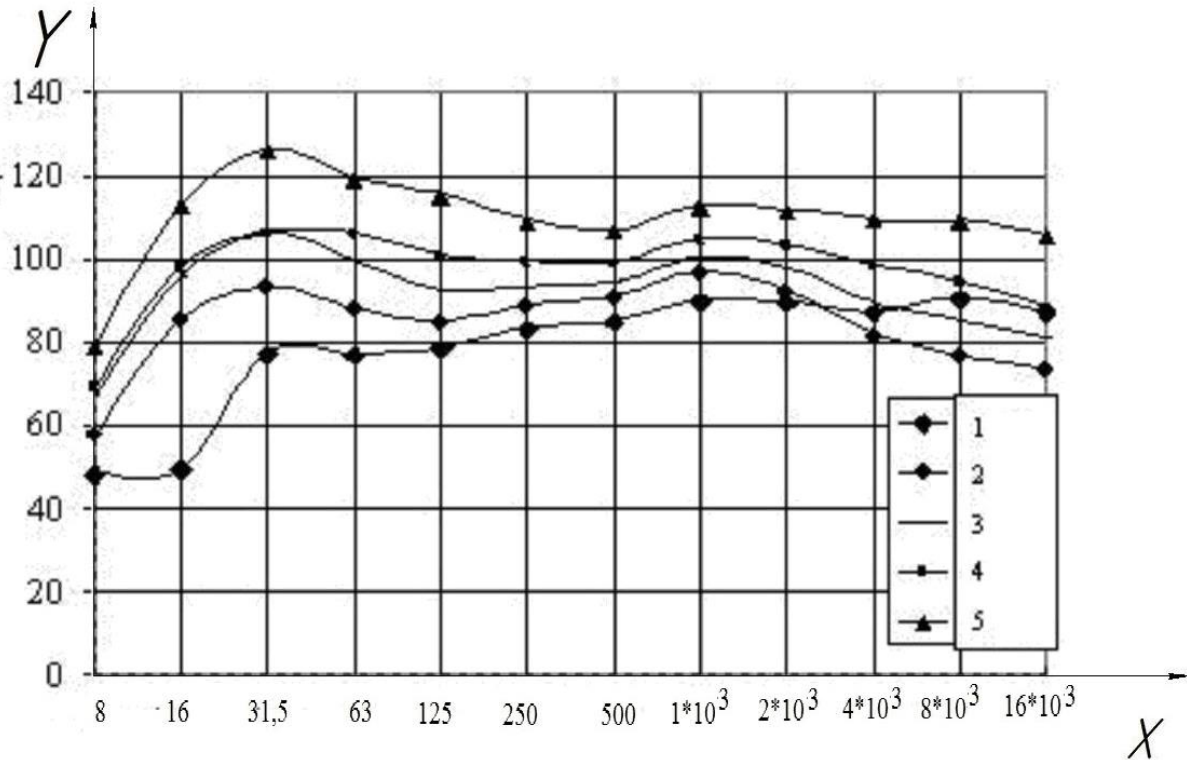


Fig. 4. The (Y, dB) SPL dependency from (X, Hz) octave-band frequencies for lacerated-type hole with $F_{rel} = 0,095$ during compartment depressurisation for various initial values of gas pressure in the compartment:

Curve 1 – $P_{gauge} = 0,26 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 96,55$ dB;

Curve 2 – $P_{gauge} = 0,3 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 100,6$ dB;

Curve 3 – $P_{gauge} = 0,88 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 108,84$ dB;

Curve 4 – $P_{gauge} = 1,75 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 112,32$ dB;

Curve 5 – $P_{gauge} = 1,35 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 127,77$ dB.

The spectrum character is significantly changed with hole increasing up to $F_{rel} = 0,486$ (see Fig.5). The noise spectrum has a flat characteristic. The general character of SPL reducing is considered together with pulsation frequency increasing. Some deviation from this pattern (behaviour) has been considered for critical flow range. The extreme low frequency within (8...16) Hz range has a prevailing contribution in overall noise level.

The exception is contribution of pressure pulsation at 125 Hz frequency and $P_{gauge} = 3,01 \times 10^5$ Pa pressure. With increasing of initial pressure in the compartment from $P_{gauge} = 0,22 \times 10^5$ Pa up to $P_{gauge} = 3,01 \times 10^5$ Pa is obtained the OSPL increasing from $L_{sum} = 104,8$ dB up to $L_{sum} = 136,1$ dB. SPL increasing on (8...125) Hz frequency composes to $\Delta L = (36,8...32,4)$ dB, increasing on (125...1000) Hz frequency composes to $\Delta L = (32,4...26,1)$ dB, increasing on the frequency higher than 1000 Hz composes to $\Delta L = (32,1...24,5)$ dB.

The comparative analysis of spectrums shown on the diagrams (see Fig.3 and 4) demonstrates that with the increasing of relatively close gas initial pressures in the compartment from $P_{gauge} = (0,46...0,3) \times 10^5$ Pa up to $P_{gauge} = (1,3...1,35) \times 10^5$ Pa also the OSPL is increasing from

$L_{sum} = 99,1$ dB up to $L_{sum} = 115,9$ dB ($\Delta L_{sum} = 16,8$ dB) with $F_{rel} = 0,036$ and is increasing from $L_{sum} = 100,6$ dB up to $L_{sum} = 127,8$ dB ($\Delta L_{sum} = 27,2$ dB) with $F_{rel} = 0,095$. It could be conducted from the analysis of spectrums (see Fig. 2 and 3) that with the increasing of gas initial pressure in the compartment from $P_{gauge} = (0,22 \dots 0,26) \times 10^5$ Pa up to $P_{gauge} = (1,75 \dots 1,85) \times 10^5$ Pa also the OSPL is increasing from $L_{sum} = 96,6$ dB up to $L_{sum} = 112,3$ dB ($\Delta L_{sum} = 15,7$ dB) with $F_{rel} = 0,095$ and is increasing from $L_{sum} = 104,8$ dB up to $L_{sum} = 128,5$ dB ($\Delta L_{sum} = 23,7$ dB) with $F_{rel} = 0,486$.

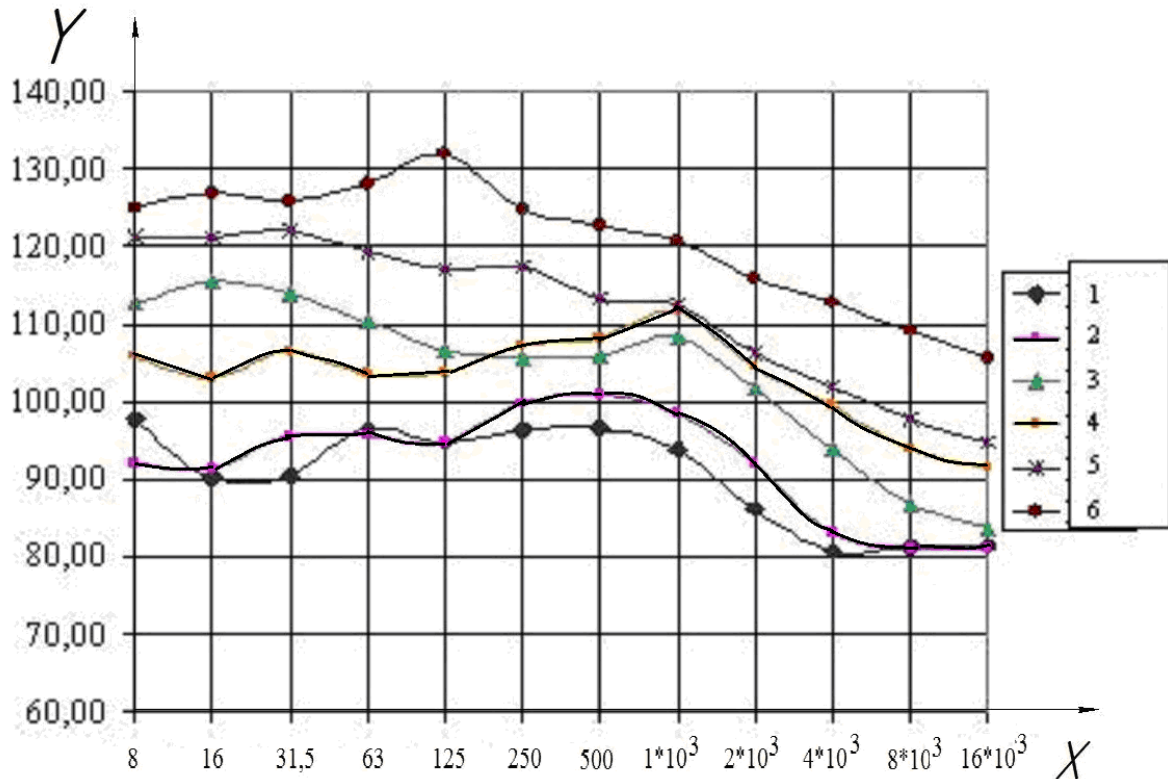


Fig. 5. The (Y, dB) SPL dependency from (X, Hz) octave-band frequencies for lacerated-type hole with $F_{rel} = 0,486$ during compartment depressurisation for various initial values of gas pressure in the compartment:

Curve 1 – $P_{gauge} = 0,22 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 104,79$ dB;

Curve 2 – $P_{gauge} = 0,4 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 106,8$ dB;

Curve 3 – $P_{gauge} = 0,77 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 120,5$ dB;

Curve 4 – $P_{gauge} = 1,26 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 117,2$ dB;

Curve 5 – $P_{gauge} = 1,85 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 128,54$ dB;

Curve 6 – $P_{gauge} = 3,01 \times 10^5$ Pa, $L_{sum} = 136,12$ dB.

Colligating the conducted researches results it could be concluded that during sudden depressurisation of the compartment via lacerated-type hole with hole relative area increasing also the OSPL increases from $L_{sum} = 99,1$ dB minimal value for $F_{rel} = 0,036$ at $P_{gauge} = 0,46 \times 10^5$ Pa up to $L_{sum} = 136,1$ dB maximal value for $F_{rel} = 0,486$ at $P_{gauge} = 3,01 \times 10^5$ Pa. The hole relative area increasing is leading to SPL increasing within the whole (8...16000) Hz frequency range. The SPL made a prevailing contribution into (8...16) Hz low frequency range.

Basing on the conducted researches it is possible to perform the comparative analysis of SPL generated by moving gas flow during sudden depressurisation of the compartment via round-

type and lacerated-type holes. The surfaces intersection line of noise spectrum (see Fig.6) is defined according to the diagrams (see Fig.3-5).

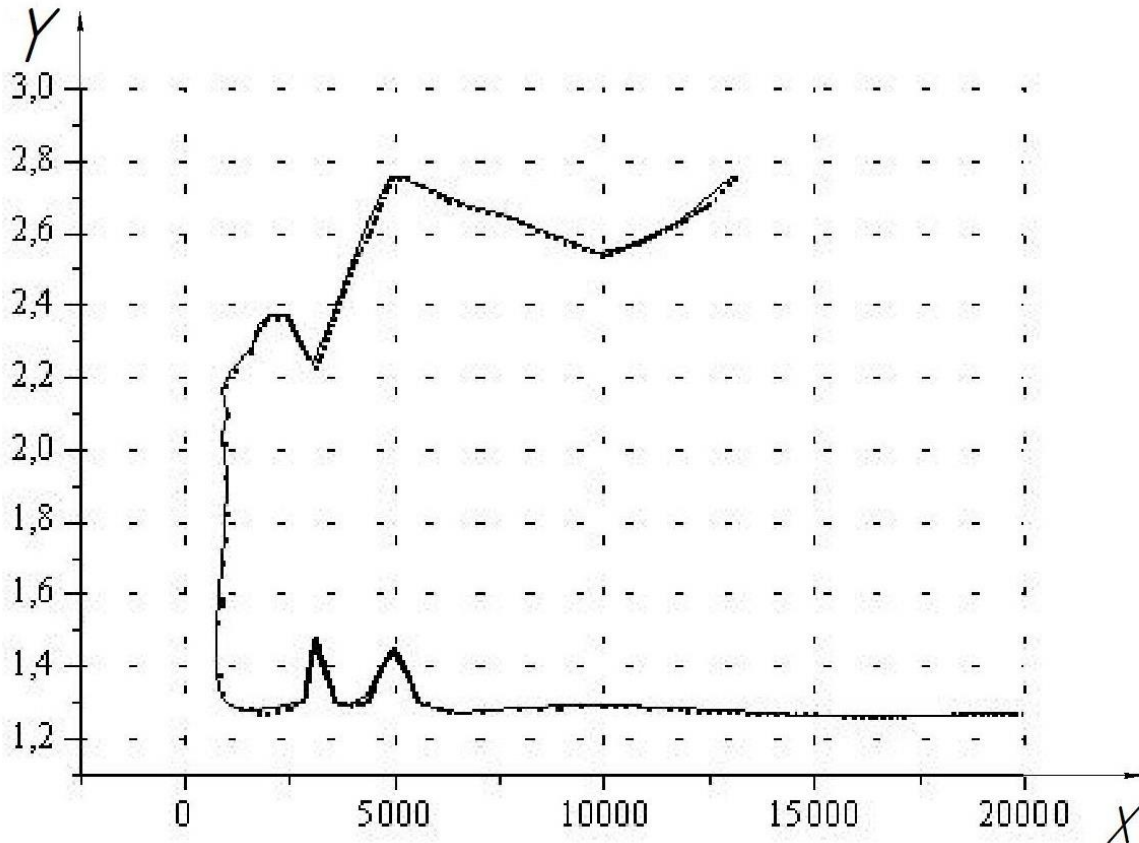


Fig. 6. The (X, Hz) frequency dependency from ($Y \times 10^5$, Pa) gauge pressure in the compartment for surfaces intersection line of SPL-spectrums for round-type and for lacerated-type hole with $F_{rel} = 0,036$.

In accordance with Fig.6 defining the domains of prevailing SPL at sudden depressurisation of the compartment depending on the hole structure design features. The following maximal SPL for gas outflow via round-type hole were obtained comparing with the lacerated-type hole at the following gas pressures in the compartment: $P_{gauge} < (1,26 \dots 1,47) \times 10^5$ Pa at (1339...20000) Hz frequency, $P_{gauge} < (1,28 \dots 2,22) \times 10^5$ Pa at $f < (877 \dots 1339)$ Hz frequency, $P_{gauge} > (2,22 \dots 2,75) \times 10^5$ Pa at (1339...13141) Hz frequency. The surfaces intersection line has wave-shaped character within (877...1339) Hz frequency range at $P_{gauge} = (1,28 \dots 2,22) \times 10^5$ Pa. The surfaces intersection line is close to linear dependency within $P_{gauge} = (1,26 \dots 1,29) \times 10^5$ Pa relatively low pressures range at (6000...20000) Hz frequency range. The upper limit of surfaces intersection line is limited by maximal values of the researched parameters. The internal domain of surfaces intersection line defines the maximal SPL at gas outflow via lacerated-type hole. Therefore the lacerated-type hole made the prevailing contribution into overall noise level during sudden depressurisation of the compartment via hole with gas initial pressure in the compartment and frequency values located inside the internal domain of surfaces intersection line of spectrum; and the round-type hole made same for exterior domain.

There are some patterns (behaviours) of gas pressure pulsation forming were established basing on the analysis of OSPL changes during sudden depressurisation of the compartment depending on hole shape (form). The close values of OSPL ($L_{sum} = 118,5$ dB) were obtained

for round-type and lacerated-type holes at $P_{gauge} = 1,9 \times 10^5$ Pa pressure. The commensurable values of OSPL were obtained for round-type and lacerated-type holes at within the range of $P_{gauge} \geq 1,28 \times 10^5$ Pa gas initial pressures in the compartment. So consequently, the hole shape (form) impacts on the noise spectrum redistribution in frequency within this range of gas initial pressures in the compartment during sudden depressurisation of this compartment. At that the hole shape (form) impacts on OSPL value and on frequency changing of noise spectrum during gas outflow from the compartment at $P_{gauge} < 1,28 \times 10^5$ Pa pressure. The conducted researches are demonstrating that significant changes are suffered by levels of gas pressure pulsation. At the sudden depressurisation with $P_{gauge} \approx 0,57 \times 10^5$ Pa gas initial pressure in the compartment the OSPL for round-type hole equals to $L_{sum} = 122,1$ dB, and OSPL for lacerated-type hole equals to $L_{sum} = 100,7$ dB.

The surfaces intersection lines of SPL-spectrums for round-type and lacerated-type holes are depending on hole relative area. With hole relative area increasing the number of domains of surfaces intersection also increases. So, for $F_{rel} = (0,486 \dots 0,497)$ relative area there are three domains of intersection of SPL-spectrums (see Fig.7) and there are three domains of maximal SPL for lacerated-type hole (see 1, 2, and 3).

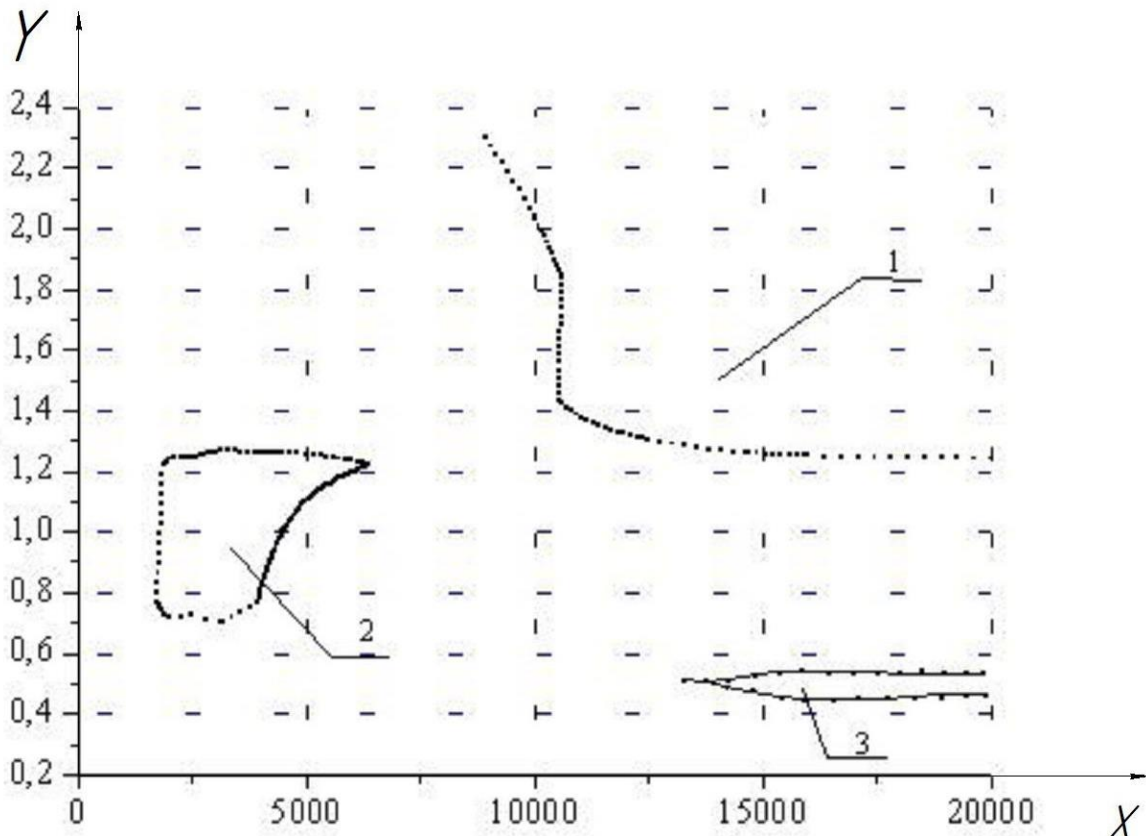


Fig. 7. The (X, Hz) frequency dependency from $(Y \times 10^5, \text{Pa})$ gauge pressure in the compartment for surfaces intersection line of SPL-spectrums for round-type and for lacerated-type hole with $F_{rel} = (0,486 \dots 0,497)$:

1, 2, 3 – domains of surfaces intersection.

The first domain takes place at $P_{gauge} > (1,43 \dots 1,24) \times 10^5$ Pa gas initial pressure in the compartment within $(10551 \dots 20000)$ Hz frequency range, at $P_{gauge} > (1,86 \dots 1,43) \times 10^5$ Pa pressure within $(10565 \dots 10551)$ Hz frequency range, and at $P_{gauge} > (2,3 \dots 1,86) \times 10^5$ Pa pressure within $(8913 \dots 10565)$ Hz frequency range. This domain is open and limited only by

low values of gas pressure in the compartment. The second domain is closed and limited by $P_{gauge} > (0,7...0,77) \times 10^5$ Pa gas initial pressure in the compartment within (1716...3977) Hz frequency range, $P_{gauge} > (1,24...0,7) \times 10^5$ Pa pressure within (2025...1716) Hz frequency range, $P_{gauge} < (1,24...1,21) \times 10^5$ Pa pressure within (2025...6151) Hz frequency range, and $P_{gauge} > (0,77...1,21) \times 10^5$ Pa pressure within (3977...6151) Hz frequency range. The third domain is open in high frequencies area (more than 20000 Hz) and limited by two lines at $P_{gauge} > (0,439...0,507) \times 10^5$ Pa and $P_{gauge} < (0,507...0,536) \times 10^5$ Pa pressures within (13275...20000) Hz frequency range. The third domain has relatively small subdomain of gas pressure changing in the compartment and pressure pulsation frequencies if comparing with two other domains mentioned above

The analysis of gas pressure rate of change (ROC) at the initial moment of compartment depressurisation was made for lacerated-type hole with $F_{rel} = (0,036...0,486)$ hole relative area range within $P_{gauge} = (0,257...3,057) \times 10^5$ Pa pressure range for gas initial pressure changing in the compartment (see Fig.8).

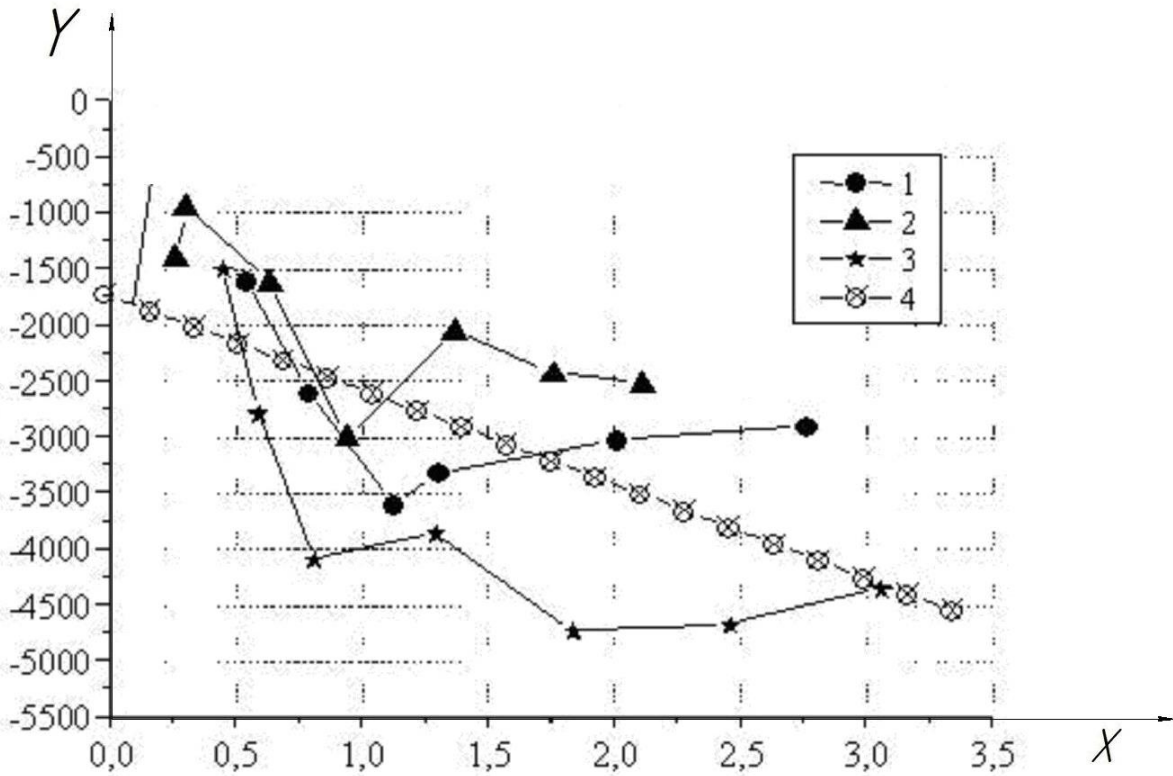


Fig. 8. The dependency of ($Y \times 10^4$, Pa/sec) initial gas pressure ROC in the compartment from ($X \times 10^5$, Pa) initial gas gauge pressure depending on various design of lacerated-type hole with:

1 – $F_{rel} = 0,036$; 2 – $F_{rel} = 0,0948$; 3 – $F_{rel} = 0,486$; 4 – linear model.

For $F_{rel} = 0,036$ relative area and initial gas moving starting in the compartment $P_{gauge} = 0,536339 \times 10^5$ Pa pressure the ROC increases from $\frac{dP}{d\tau} = -1616,93548 \times 10^4$ Pa/sec and achieves the $\frac{dP}{d\tau} = -3612,90323 \times 10^4$ Pa/sec maximal value at $P_{gauge} = 1,12444 \times 10^5$ Pa pressure. Further increasing of gas initial pressure in the compartment leads to decreasing of gas

pressure ROC in the compartment, and it equals to $\frac{dP}{d\tau} = -2908,3636 \times 10^4$ Pa/sec at $P_{gauge} = 2,7632 \times 10^5$ Pa pressure. The hole relative area increasing up to $F_{rel} = 0,0948$ decreases the gas pressure ROC in the compartment within whole range of the researched gas initial pressures in the compartment.

Within $P_{gauge} = (0,257385621 \dots 0,299798) \times 10^5$ Pa range of gas initial pressures in the compartment at the increasing of gas initial pressure the gas pressure ROC in the compartment decreases from $\frac{dP}{d\tau} = -1399,19355 \times 10^4$ Pa/sec down to $\frac{dP}{d\tau} = -952,2636 \times 10^4$ Pa/sec. The next increasing of gas initial pressure in the compartment leads to the increasing of gas pressure ROC in the compartment, with $\frac{dP}{d\tau} = -3016,2727 \times 10^4$ Pa/sec ROC maximal value reached at $P_{gauge} = 0,939127 \times 10^5$ Pa pressure. Within $P_{gauge} = (0,939127 \dots 2,1108) \times 10^5$ Pa initial pressure range the gas pressure ROC in the compartment decreases and reaches the $\frac{dP}{d\tau} = -2052,41935 \times 10^4$ Pa/sec ROC minimal value at $P_{gauge} = 1,36457516 \times 10^5$ Pa pressure. The maximal value of gas pressure ROC in the compartment is $\frac{dP}{d\tau} = -4738,796 \times 10^4$ Pa/sec and it has been obtained for $F_{rel} = 0,486$ relative area at $P_{gauge} = 1,83697 \times 10^5$ Pa pressure. Also the gas pressure ROC increasing has been obtained within the critical and near-critical range of pressure ratio ($P_{gauge} = (0,446343 \dots 1,1244) \times 10^5$ Pa) at the increasing of gas initial pressure in the compartment. Summarising a research results for gas outflow via the hole of various areas the pattern (behaviour) of gas pressure changing in the compartment could be established as time dependency from initial pressure. For $F_{rel} = (0,036 \dots 0,486)$ hole relative area range at the increasing of gas initial pressure in the compartment gas pressure the gas pressure rate of change (ROC) decreases; at that ROC decreasing could be described by linear model.

The conducted researches results analysis demonstrated that gas pressure ROC in the compartment is located inside the domain, which is limited by ROC minimal and maximal values. During sudden depressurisation of the compartment via lacerated-type hole with $F_{rel} = (0,036 \dots 0,486)$ relative are the gas pressure in the compartment is changing during $\tau = (0,00055 \dots 0,004399)$ sec time with the ROC changing within the range from $\frac{dP}{d\tau} = - (952,2636 \dots 3016,2727) \times 10^4$ Pa/sec a $P_{gauge} = (0,299798 \dots 2,7632) \times 10^5$ Pa pressure up to $\frac{dP}{d\tau} = - (1505,793 \dots 4738,796) \times 10^4$ Pa/sec at $P_{gauge} = (0,446343 \dots 3,0573) \times 10^5$ Pa pressure.

The analysis results comparing of gas pressure changing in the compartment at gas outflow via lacerated-type and round-type holes in the initial moment of compartment depressurisation demonstrated (see Fig.3 and 4) that with relatively close changing ranges of hole relative area for round-type hole the pressure ROC range exceeds at the limit of minimal ROC in a (25...16) times and at the limit of maximal ROC in a (1,7...1,1) times. The comparison of linear models of gas pressure ROC in the compartment for round-type and lacerated-type holes (see Fig.8, pos.4) demonstrated that at the increasing of gas initial pressure in the compartment for round-type hole also air pressure drops with higher ROC. For the compared holes an intersection of gas pressure ROC linear models is occurred in the point with $P_{gauge} = 0,5076 \times 10^5$ Pa pressure. Therefore the gas pressure maximal ROC for lacerated-type hole is occurred at $P_{gauge} < 0,5076 \times 10^5$ Pa pressure, and for round-type hole is occurred at $P_{gauge} > 0,5076 \times 10^5$ Pa pressure. This conclusion is true if do not take into account the effect (impact) caused by hole relative area. Let's collate the results of gas outflow from the

compartment via holes having relatively close values of hole relative area. For $F_{rel} = 0.036$ the gas pressure ROC in the compartment via lacerated-type hole is more on $-(1602,449...3536,589) \times 10^4$ Pa/sec within $P_{gauge}=(0,536...2,763) \times 10^5$ Pa range of initial pressures in the compartment than the compared round-type hole. With increasing of hole relative area up to $F_{rel} = (0,486...0,407)$ for lacerated-type hole the gas pressure ROC in the compartment stills more on $-(55,353...1919,673) \times 10^4$ Pa/sec within $P_{gauge}=(0,484...2,325) \times 10^5$ Pa range of initial pressures in the compartment than the round-type hole. The maximum relative drop of pressure in the compartment for lacerated-type hole has been obtained at near-critical range of gas pressure ratio. With decreasing of gas initial pressure in the compartment for round-type hole within $P_{gauge} < 0,484 \times 10^5$ Pa pressure range the pressure ROC also increases and prevails at $-627,31 \times 10^4$ Pa/sec comparing with lacerated-type hole.

It has been assumed initially that installation of lacerated-type hole (with ragged edges) at compartment outlet will lead to the generation of additional sources of gas pressure pulsations, and therefore it will lead to the increasing of hydraulic losses. In its turn it should lead to the decreasing of gas flow via such hole. However the conducted experimental researches disconfirmed this assumption. The obtained basic dependencies of moving gas from the compartment via round-type and lacerated-type holes demonstrated that output hole effects on the redistribution of air pressure pulsation spectrum, effects on the changing of gas pressure in the compartment, and consequently it impacts also on the air flow from the compartment. The redistribution of air pressure pulsation spectrum could lead either to the increasing of air flow from the compartment, or to its decreasing. It has been confirmed by changing of gas pressure ROC in the compartment. Basing on the conducted researches it has been established that the wide-band noise spectrum is generated during sudden depressurisation of the compartment via lacerated-type hole.

Conclusions

1. For the first time, the data processing method for air pressure pulsation spectrum at the compartment during sudden depressurisation was developed. The comparative analysis of numerical filters (Butterworth filter, Chebyshev filter and Bessel filter) application was made. The minimal dispersion value and robust estimations of air pressure measured pulsation were obtained using Bessel filter and $\Delta f=(0...400)$ Hz passband.
2. For the first time, the comparing of SPL-spectrum for round-type and lacerated-type hole during sudden depressurisation was made. It was established that lacerated-type hole with $F_{rel}=(0,486...0,497)$ relative to round-type hole has 3 domain intersections of SPL-spectrum and maximal SPL. The first domain is open and limited by low values of air pressure at $P_{gauge} > (1,43...1,24) \times 10^5$ Pa within $(10551...20000)$ Hz frequency range. The second domain is closed and limited by gas $P_{gauge} > (0,7...1,24) \times 10^5$ Pa initial pressures in the compartment within $(1716...6151)$ Hz frequency range. The third domain is open within high frequency range (more than 20 kHz) and limited by two lines at $P_{gauge} > (0,439...0,507) \times 10^5$ Pa and $P_{gauge} < (0,507...0,536) \times 10^5$ Pa pressures within $(13275...20000)$ Hz frequency range.
3. For the first time it was defined that during sudden depressurisation of the compartment via lacerated-type hole the air stream outflows from the compartment and has wide-band noise spectrum.

References

1. N.Y.Zhukovsky. Modification of Kirchhoff method for the definition of liquid moving in two dimensions at steady velocity given on the unknown stream line. – Moscow & Leningrad: *Gostechizdat* publishing. – 1948. – Book 1. - 656 pages (in Russian).
2. S.A.Chaplygin. About gas streams. – Moscow & Leningrad: *Gostechizdat* publishing, 1949. – 144 pages (in Russian).
3. Practical gas dynamics. Edited by Abramovich G.N. – Moscow: *Nauka* publishing, 1976. – 888 pages (in Russian).
4. L.G.Loytsanskiy. Mechanics of liquid and gas. Edition No 5. – Moscow: *Nauka* publishing, 1978. – 736 pages (in Russian).
5. L.T.Bykov, M.S.Egorov, P.V.Tarasov. High-altitude equipment of aircraft. – Moscow: *Oborongiz* publishing, 1958. – 392 pages (in Russian).
6. L.I.Sedov. Mechanics of continuous medium. Book 2– Moscow: *Nauka* publishing, 1976. – on pages 54-58 (in Russian).
7. M.Guyon. Research and calculation of hydraulic systems. Translated from French by Rozhdestvenskiy S.N. and Zolotareva I.P. – Moscow: *Mashinostroenie* publishing, 1964. – 388 pages (in Russian).
8. D.A.Semin, V.A.Pavluchenko, Y.I. Maltsev. Research of vortex amplifiers with diffusors of various types. // *Vestnik NTUU «KPI». Mashinostroenie*. – Kiev – 2002. – Vol. 42. – Book 2. – on pages 54-56 (in Russian).
9. V.S.Ivlenie. Aircraft cabins depressurisation: Synopsis of a DEng thesis: 05.07.02. – Moscow: *MAI* publishing, 1983. – 32 pages (in Russian).
10. V.D.Donik, O.I.Zaporozhets Aeroacoustic processes during depressurisation of the vessel with excessive pressure // *Visnyk NAU*. – Kiev – 2006. – Vol.№1 (27). – on pages.70-75 (in Ukrainian).

Vasiliy Dmitrievich Donik – Ph. D. in engineering sciences. The area of scientific interests is the modelling Sudden depressurisation of compartment in aircraft.
E-mail: Vasiliy.D.Donik@gmail.com.

Развитие инновационных технологий в подготовке космонавтов в интересах безопасности космических полетов

Ю.В. Лончаков

ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»
Россия, 141160, М.О., Звездный городок

В статье рассматриваются вопросы развития и использования инновационных технологий в Центре подготовки космонавтов. Отечественная пилотируемая космонавтика всегда использовала самые передовые наукоемкие технологии. При создании пилотируемых космических кораблей и орбитальных пилотируемых комплексов применялись последние достижения науки и техники. Также инновационные технологии используются и при создании технических средств подготовки космонавтов: интегрированных тренажных комплексов, виртуальных компьютерных тренажеров и пр. В своей деятельности центр подготовки космонавтов (ЦПК) работает в тесной кооперации более чем с 150 организациями: предприятиями и учреждениями Роскосмоса, институтами РАН, учреждениями министерства обороны (МО) и др.

История Центра подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина (далее ЦПК) неразрывно связана с рождением и развитием отечественной и мировой пилотируемой космонавтики. Деятельность ЦПК на всех этапах своего развития обусловлена созданием и внедрением инновационных технологий как для развития самой пилотируемой космонавтики, так и применительно к формированию отечественной системы отбора, подготовки и послеполетной реабилитации космонавтов. При этом одной из первоочередных задач Центра являлось и является обеспечение безопасной деятельности космонавтов в полете.

После запуска 4 октября 1957 г. первого искусственного спутника Земли стало очевидным, что в нашей стране созданы все необходимые научно-технические предпосылки для полёта человека в космос. Поэтому 11 января 1960 г. было принято решение о создании Центра подготовки космонавтов, который с 1968 г. носит имя первого космонавта планеты.

Первый полёт человека в космос требовал огромной и напряженной подготовительной работы. В ней активно участвовал и коллектив ЦПК. Наиболее сложным был начальный, организационный этап работы, поскольку начинать нужно было практически с «нуля». В начале марта 1960 г. первая группа (первого отряда) слушателей-космонавтов прибыла на центральный аэродром им. М.В.Фрунзе, и уже 14 марта 1960 г. с ними было проведено первое занятие по общекосмической подготовке. Подготовка первых слушателей-космонавтов складывалась из теоретических занятий, тренировок на различных стендах и практических занятий в ОКБ С.П.Королёва, где создавались космические корабли (рис.1). 12 апреля 1961 г. Юрий Алексеевич Гагарин впервые в истории человечества стартовал в космос на космическом корабле «Восток». В последующем было немало замечательных и волнующих космических свершений, в реализации которых ЦПК принимал самое непосредственное участие: полёт первой женщины-космонавта В.В. Терешковой, первый выход в открытый космос А.А. Леонова, первая стыковка космических кораблей (В.А. Шаталов, Б.В. Волинов, А.С. Елисеев, Е.В. Хрунов), создание первой в мире орбитальной станции «Салют». Большую роль в подготовке и выполнении этих достижений сыграл и Центр подготовки космонавтов (рис. 2).



Рис. 1. Первые космонавты на занятиях

За период с 1971 по март 2001 года на орбите находилось 7 пилотируемых орбитальных комплексов. На отечественном орбитальном комплексе «Мир», который функционировал на орбите 5510 суток – более 15 лет, отработали 37 экспедиций, подготовка к полету которых проводилась в ЦПК.



Рис.2. Подготовка к полету на долговременной орбитальной станции (ДОС) «Салют»
(Севастьянов В.И., Климук П.И.)

В начале нового тысячелетия интеграционные процессы в научно-технической области привели человечество к реализации впечатляющего космического проекта – сборке и совместной эксплуатации на орбите Международной космической станции (МКС) – уникального постоянно обитаемого комплекса на околоземной орбите. Партнерами по МКС являются: Россия, США, страны-члены ЕКА, Япония, Канада. По программе

МКС к январю 2015 года ЦПК подготовил к полету 42 основных экипажа и 17 экспедиций посещения.

Космонавтами, прошедшими подготовку в Центре, было установлено множество рекордов по количеству и продолжительности космических полетов и пребыванию в открытом космосе. Например, самый длительный полет в космос, совершил космонавт Поляков В.В. – более 437 суток.

За время полетов из российских пилотируемых космических аппаратов (ПКА) было совершено более 140 выходов в космос. Всего космонавты провели в открытом космосе около 1200 человеко-часов – 50 дней. Больше всех из российских (советских) космонавтов работал в открытом космосе Соловьев А.Я. – 16 выходов общей продолжительностью 3 суток 7 часов 2 минуты.

Всего за 54 года деятельности Центра в нем проходило подготовку около 400 космонавтов, из них слетали в космос – 118 человек.

Шаг за шагом в ЦПК создавалась и совершенствовалась уникальная система отбора, подготовки и послеполетной реабилитации космонавтов, позволяющая готовить экипажи к безопасному выполнению различных задач на орбите: сборке больших конструкций, мониторингу земной поверхности, выполнению медико-биологических экспериментов, работам и экспериментам в интересах различных областей науки и экономики. За время своего развития отечественная (советская и российская) система отбора, подготовки и послеполетной реабилитации космонавтов превратилась в зрелую, устоявшуюся систему, известную и признанную во всем мире, имеющую высокий авторитет не только у нас в стране, но и среди иностранных и международных космических агентств (рис. 3).

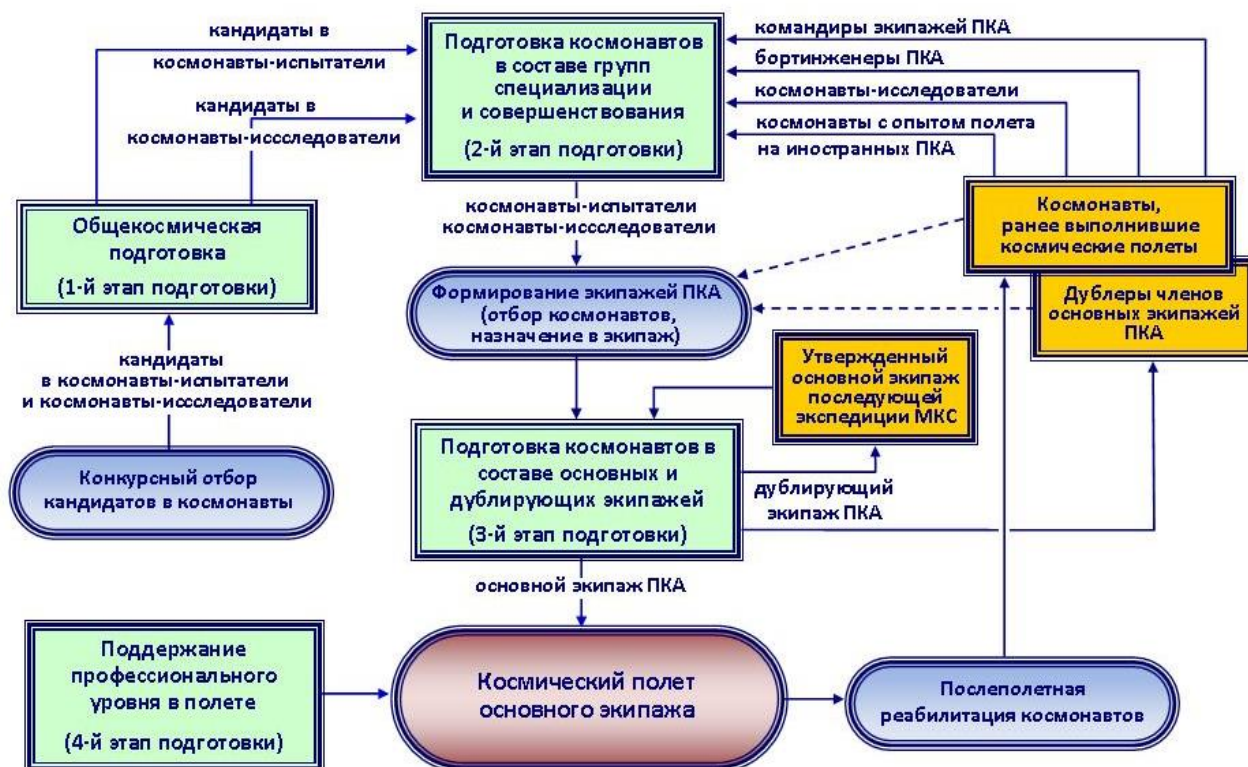


Рис. 3. Последовательность этапов отбора, подготовки и послеполетной реабилитации космонавтов

Ее отличительные особенности: научная обоснованность, уникальность квалификации персонала, развитые техническая база, программно-методическое обеспечение и система планирования, в совокупности обеспечивающие высокое качество

Система отбора и подготовки космонавтов взаимодействует со всеми элементами космической инфраструктуры на всех этапах жизненного цикла пилотируемых космических программ: их формирования, проектирования и экспертизы космической техники, ее испытаний, выполнении космических полетов, оценки их результатов, создания научно-технических заделов по перспективным космическим программам и т.п. При этом основными функциями системы, в которых Центру отводится роль головной организации в ракетно-космической отрасли, являются отбор, профессиональная подготовка и послеполетная реабилитация космонавтов.

Вместе с развитием системы подготовки космонавтов изменялся и статус Центра. 7 октября 1965 года Центр подготовки космонавтов ВВС был переименован в Центр подготовки космонавтов, что придало Центру новый межведомственный статус. 30 апреля 1968 года в целях увековечивания памяти космонавта номер один, погибшего при выполнении тренировочного авиационного полета, Центру было присвоено имя Ю.А.Гагарина. В 1969 году Центр был преобразован в 1 Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов им. Ю.А.Гагарина со статусом НИИ первой категории. В 1995 году в целях повышения эффективности использования научно-технического потенциала Российской Федерации в области пилотируемых космических полетов и подготовки космонавтов для выполнения Федеральной космической программы и международных обязательств России Центр приобрел статус Российского государственного научно-исследовательского испытательного центра подготовки космонавтов им. Ю.А.Гагарина. С момента основания до 2008 года Центр находился в ведении министерства обороны.

В 2008 году распоряжением Правительства Российской Федерации № 1435-р от 1 октября 2008 года Центр получил новый статус – Федеральное государственное бюджетное учреждение «Научно-исследовательский испытательный Центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина» (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А.Гагарина»). В настоящее время НИИ ЦПК имени Ю.А.Гагарина находится в ведении Роскосмоса. Центр унаследовал от предыдущих структур все основные функции и накопленный опыт в виде сложившейся системы отбора и подготовки космонавтов.

ЦПК имеет большой опыт подготовки международных экипажей к полётам различной продолжительности и сложности. Более 80 зарубежных космонавтов и астронавтов из 28 стран прошли подготовку в Центре и выполнили совместные космические полёты с отечественными (советскими и российскими) космонавтами.

Обоснованы и разработаны принципы, порядок и методика подготовки непрофессиональных космонавтов к полетам на российских ПКА. Они гарантируют подготовку в течение 26 недель к полету в качестве туриста на МКС граждан, далеких по своей основной профессиональной деятельности от космонавтики, их безопасное пребывание в космосе до 2-х недель и возвращение на Землю. Всего такую подготовку в ЦПК прошли 20 человек, а 10 из них слетали в космос. В сентябре 2014 г. начинается подготовка еще 2 непрофессиональных космонавтов.

За прошедшие полвека отечественная система отбора и подготовки космонавтов обеспечила эффективное выполнение множества национальных и международных пилотируемых программ. В числе национальных программ такие как: «Восток», «Восход», «Союз», лунные программы 7К-Л1 и Н1-Л3, «Алмаз», «Буран», «Салют»,

«Мир». Среди международных программ следует выделить: ЭПАС, «Интеркосмос», «Евромир-95», «Евромир-97», «Мир-Шаттл», «Мир-НАСА», программу МКС.

ЦПК принимает непосредственное участие в управлении космическими полетами, в проведении работ по обеспечению безопасности пилотируемых космических программ, выполнению научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в области изучения космического пространства, создания космической техники, обеспечения безопасного пребывания космонавтов на орбите, реабилитации космонавтов после выполнения космических полетов. Эффективность российской системы подготовки космонавтов доказана практикой. В настоящее время Центр обладает научно-обоснованными методиками подготовки космонавтов к полетам практически любой длительности и сложности, современной, во многом уникальной тренажерно-лабораторной базой, опытными и высококвалифицированными специалистами. Развитая кооперация со смежными организациями, а также большой опыт сотрудничества Центра с зарубежными партнерами позволяет ему эффективно решать возложенные на него задачи при реализации отечественных и международных программ освоения космического пространства.

Центр подготовки космонавтов обладает совершенной медицинской базой, включающей средства оценки состояния здоровья, вестибулярной и ортостатической подготовки, подготовки к воздействию перегрузок и измененного состава атмосферы, профилактики неблагоприятного воздействия факторов космического полета, физической подготовки и послеполетной реабилитации. К важным научным результатам работы Центра следует отнести также разработку Методологии подготовки организма человека к длительному и безопасному пребыванию в экстремальных условиях космического полета. В настоящее время по данному направлению ведутся работы *в интересах обеспечения полетов в дальний космос*. В этой области Центр тесно сотрудничает с институтом медико-биологических проблем (ИМБП) РАН.

Особенностью профессиональной подготовки космонавтов является необходимость приобретения первичного «космического» опыта в наземных условиях. Возможность обучения космонавтов в реальных условиях космического полета, как это происходит у летчиков, моряков, которые после первичной наземной подготовки приобретают профессиональный опыт деятельности на реальном самолете или корабле под руководством опытных наставников, практически отсутствует. В отличие от них космонавты должны приобретать «космический» опыт на наземных тренажерах, на которых моделируются условия деятельности экипажей космических кораблей и станций. Успех и безопасность космического полета во многом определяется результатами подготовки космонавтов на тренажерах. Поэтому в Центре вопросам тренажерной подготовки космонавтов всегда уделялось первостепенное внимание.

Если первые космонавты начинали готовиться к космическому полету на штатных космических аппаратах, то в настоящее время разработан единый комплекс технических средств подготовки космонавтов. Тренажеры в совокупности с исследовательскими и моделирующими стендами, учебно-тренировочными самолетами, средствами для выполнения работ под водой, барокамерами, сурдокамерами и многими другими техническими средствами ЦПК позволяют в полной мере подготовить космонавтов по всем элементам космического полета (рис. 4).

Технические средства подготовки космонавтов Центра постоянно модернизируются с учетом совершенствования штатных ПКА (например, появления новых модулей, новых научных экспериментов, новых задач ВКД, реализации схемы быстрой стыковки и др.).

В настоящее время идут интенсивные работы по созданию тренажеров под модификацию новых транспортных кораблей «Союз-МС» и «Прогресс-МС». Кроме того, глубокой модернизации подвергаются комплекс гидролаборатории и центрифуги (рис. 5). Совершенствуется инженерная инфраструктура и система комплексной безопасности Центра. Формируется концепция создания интегрированного тренажного комплекса ЦПК с широким использованием современных информационных технологий.



Рис. 4 . Комплексный тренажер ТПК «Союз ТМА»



Рис. 5 Центрифуга ЦФ-18

Для подготовки космонавтов используются летающие самолеты-лаборатории. Одна из них создана на базе самолета ИЛ-76 и служит для тренировок космонавтов в условиях кратковременной невесомости, проведения медико-биологических исследований и испытаний оборудования летательных аппаратов. Вторая создана на базе самолета ТУ-134М и оснащена комплексом визуально-приборного оборудования, имеет соответствующее навигационное оснащение и располагает специальными иллюминаторами для проведения визуально-инструментальных наблюдений. Она может использоваться не только для подготовки космонавтов, но и для решения экологических и природоресурсных задач, а также задач контроля чрезвычайных ситуаций. Поддержание навыков пилотирования космонавтами осуществляется на

учебных реактивных самолетах Л-39. В настоящее время летная база подготовки космонавтов обновляется, решается вопрос о приобретении вертолетов и самолетов типа ТУ-204.

К числу уникальных средств Центра относится планетарий для изучения звездного неба и отработки навыков космонавтов по астронавигации и астроориентации, позволяющий имитировать наблюдение звездного неба (около 9000 звёзд) из кабины космического аппарата с учетом реального расположения небесных объектов на любой заданный момент времени, высоты орбиты и орбитального движения самого аппарата.

В настоящее время в Центре внедряются и используются современные информационные технологии обеспечения процессов подготовки космонавтов, включающие: автоматизированные информационно-справочные системы, виртуальные тренажеры и 3D-модели, мультимедийные комплексы, информационные порталы и пр. Одним из важных направлений внедрения информационных технологий в процесс подготовки космонавтов является создание компьютерных обучающих систем или компьютерных (виртуальных) тренажеров.

Компьютерные тренажеры имеют следующие преимущества по сравнению с используемыми при подготовке космонавтов полномасштабными ТСПК: низкая стоимость, малые размеры, мобильность. Конечно, они не позволяют отработать полностью режимы полета ПКА, но эффективны при начальной теоретической и самостоятельной подготовке, подготовке по отдельным операциям (например, при выполнении космических экспериментов), во время предстартовой подготовки.

Направления использования компьютерных тренажеров при подготовке космонавтов следующие:

- компьютерные тренажеры с использованием 3D-моделей ПКА, бортовых систем, научной аппаратуры, которые строятся на основе геометрического моделирования всех объектов и математического моделирования изменения состояния и перемещения объектов среды;
- полунатурные, компьютерные стационарные и компьютерные мобильные тренажеры транспортного пилотируемого корабля (рис 6).



Рис. 6. Компьютерный мобильный тренажеры ТПК «Союз-ТМА»

ЦПК является активным участником реализации программы научно-прикладных исследований и экспериментов на борту ПКА. На МКС Центр имеет статус участника в 120 космических экспериментах.

В 2012 году ЦПК участвовал в разработке проектных материалов по пилотируемому кораблю нового поколения (ПТК НП) в части отбора, подготовки и послеполетной реабилитации космонавтов. В том числе представлены материалы по комплексу предполетной подготовки экипажей на космодроме «Восточный».

В настоящее время ведутся проектные работы по перспективным технологиям создания надувных трансформируемых обитаемых модулей и робототехнических комплексов.

Новым этапом научной деятельности Центра стало с 2010 г. системное участие в экспертизе проектных документов по новой космической технике. За 4 неполных года проведены экспертизы с выдачей заключений, замечаний и предложений по изделиям «Прогресс МС», «Союз МС», УМ, НЭМ, ОКА-Т, ППТС. В период 2011-2014 гг. впервые проведены теоретико-экспериментальные исследования с участием космонавтов по обоснованию перспектив использования антропоморфных роботов.

Стремясь максимально использовать результаты полетов МКС в интересах освоения дальнего космоса, ЦПК с 2013 года впервые в научной практике начал проведение экспериментов по исследованию операторской деятельности космонавтов сразу после их возвращения на Землю после полугодового полета на МКС (в рамках НИР «Созвездие»).

Следует отметить, что кроме традиционного заказчика НИОКР – Роскосмоса, заказчиками работ являются и другие министерства, а также ряд частных компаний, что позволяет, с одной стороны, шире внедрять в экономику страны результаты космической деятельности, а с другой – привлекать частные компании к решению задач космической отрасли.

Важным элементом обеспечения эффективного функционирования российской системы отбора и подготовки космонавтов, является персонал Центра. В его состав входят: руководство и управленческий персонал Центра, научные сотрудники (в настоящее время в Центре работают 57 кандидатов и 11 докторов наук), инструкторско-преподавательский и инженерно-технический состав, специалисты по подводным работам, медицинские работники, летный и аэродромно-технический состав, специалисты по внешнеэкономической деятельности, административно-хозяйственный и производственный состав обеспечивающих подразделений Центра. Необходимо отметить, что в системе образования, существующей в России, специалистов по подготовке космонавтов не готовят. Поэтому на Центр ложится также обязанность их обучения и переподготовки.

Особое место в работе Центра занимает деятельность в сфере образовательных технологий. По Постановлению Правительства РФ в 2011 году (год 50-летия полета в космос Ю.А. Гагарина) создан и успешно функционирует первый в России **молодежный образовательный Космоцентр**, предназначенный для профессиональной ориентации молодежи для работы в космической отрасли страны и популяризации достижений отечественной космонавтики. В Космоцентре реализованы самые современные инновационные образовательные технологии, применяемые при обучении школьников и студентов.

В рамках научного туризма Центр посещает около 33 тыс. человек ежегодно. В настоящее время ЦПК заключены соглашения о сотрудничестве с 11 ВУЗами и организациями, в том числе МГУ, МАИ, МАТИ, с фондом «Сколково», Торгово-промышленной палатой РФ и др.

С 2012 г. в Центре организована работа по государственной регистрации результатов интеллектуальной деятельности. Ежегодно Центр получает несколько патентов на полезные модели и изобретения, регистрирует базы данных и программные продукты. Функционирует научно технический совет (НТС) Центра. С 2011 года издается

научный журнал «Пилотируемые полеты в космос», зарегистрированный в соответствующих федеральных органах и включенный в систему Российского индекса цитирования (РИНЦ).

Центр ежегодно проводит научные, в том числе международные и молодежные, конференции. С 2009 г. по настоящее время специалистами Центра опубликовано более 510 статей, докладов, материалов.

В Центре функционирует официальный сайт и внутренний портал. Построена и развивается современная информационная инфраструктура.

Будущее Центра подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина напрямую связано с перспективами развития отечественной и мировой **пилотируемой космонавтики, являющейся одним из локомотивов развития научно-технического прогресса.** Основными ближайшими целями российской пилотируемой космонавтики являются: эффективное освоение околоземного космического пространства, реализация программы освоения Луны, отработка ключевых технологий для подготовки к полету на Марс и другие планеты (отдаленные области) Солнечной системы.

Основными задачами развития российской пилотируемой космонавтики в ближайшей перспективе (до 2020 года) являются: проведение и развитие фундаментальных и прикладных научных исследований и экспериментов на Российском сегменте Международной космической станции, а также создание перспективной системы транспортно-технического обеспечения на основе транспортного пилотируемого корабля нового поколения.

Полеты человека на околоземных орбитах помогли составить истинную картину поверхности Земли, многих планет и океанских просторов. Они дали новое представление о земном шаре как очаге жизни и понимание того, что человек и природа — неразрывное целое. Космонавтика предоставила реальную возможность для решения важных народнохозяйственных задач: совершенствование международных систем связи, долгосрочное прогнозирование погоды, развитие навигации морского и воздушного транспорта.

При этом у космонавтики остаются и большие потенциальные возможности. Аналитики сделали вывод, что в XXI веке космические исследования окажут наибольшее влияние из всех областей знания на прогресс человечества. Нет другой области научного знания, которая в такой же степени влияла бы на наше восприятие окружающего мира; каждый новый шаг в космосе порождает самое большое число новых вызовов; только космонавтика способна ответить на вопрос о прошлом и будущем Вселенной и судьбе человечества.

Ведущие космические державы будущее пилотируемой космонавтики связывают с созданием новых транспортных систем и орбитальных сборочных комплексов для реализации перспективных космических программ, в том числе, лунной и марсианской. Масштабной задачей индустриализации космоса является разработка в перспективе природных ресурсов Луны и других планет солнечной системы.

Для обеспечения реализации перспективных космических программ в соответствии с Федеральной космической программой России потребуются дальнейшее развитие и совершенствование существующей системы отбора и подготовки космонавтов, модернизация тренажёрно-стендовой базы ЦПК имени Ю.А. Гагарина с использованием современных информационных и компьютерных технологий, развитие инфраструктуры Звездного городка.

Ключевыми факторами модернизации и инновационного развития Центра с учетом требований обеспечения безопасности космических полетов являются:

- опережающее создание научно-технического комплекса подготовки космонавтов и необходимой инфраструктуры в целях обеспечения перспективных пилотируемых космических программ;
- нацеленность на безусловное выполнение задач по обеспечению пилотируемых программ высококвалифицированными космонавтами различных специальностей;
- тесная интеграция с организациями ракетно-космической промышленности Российской Федерации и зарубежными космическими центрами;
- проведение необходимых научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в обеспечение существующих и перспективных программ пилотируемых полетов;
- подготовка высококвалифицированного персонала ЦПК (инструкторско-преподавательский состав, ученые, медицинские специалисты, психологи и др.);
- ориентация на решение перспективных задач пилотируемых полетов: преодоление влияния неблагоприятных факторов космического пространства при осуществлении длительных полетов, умение выполнять конкретные работы на поверхности планет, парирование нештатных ситуаций в условиях отсутствия помощи с Земли и прочее.

Список сокращений

ВКД	– внекорабельная деятельность
ДОС	– долговременная орбитальная станция
ИМБП	– Институт медико-биологических проблем
МАИ	– Московский авиационный институт
МАТИ	– Московский авиационный технологический институт
МГУ	– Московский государственный университет
МО	– Министерство обороны
НИОКР	– научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ
НТС	– научно-технический совет
НЭМ	–научно-энергетический модуль
ОКА-Т	– автономный космический аппарат технологический
ОКБ	– опытно-конструкторское бюро
ПКА	– пилотируемый космический корабль
ППТС	– перспективная пилотируемая транспортная система
РАН	– Российская академия наук
ТПК	– транспортный пилотируемый корабль
УМ	– узловой модуль
ЦФ	– центрифуга

Литература

1. С именем Гагарина. Под общей редакцией В.В. Циблиева. Консультанты: В.Ф. Быковский, Б.В. Волынов, П.И. Климук, А.А. Леонов, В.В. Терешкова. – М.: Российский государственный научно-исследовательский испытательный Центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина, 2005 – 315с.: ил.
2. Мировая пилотируемая космонавтика. История. Техника. Люди И.Б. Афанасьев, Ю.М. Батурин, А.Г. Белозерский и др. Под ред. Ю.М. Батурина Авт. Вступ. Ст. Б.М. Батурин и Б.Е. Черток. – М. Издательство «РТСофт», 2005. - 752с.: ил.

3. Советские и российские космонавты. 1960-2000. – М., ООО Информационно-издательский дом «Новости космонавтики», 2001. – 408с.: ил.
4. Б.И. Крючков, А.А. Курицын. Как отбирали в первый отряд космонавтов. Родина, №8, август 2012. – с. 6-7. – ISSN 0235-7089.
5. В.И. Ярополов. Подготовка и осуществление полета Ю.А. Гагарина (как это было). Пилотируемые полеты в космос, №2(11), 2014. – с. 98-116. – ISSN 2226-7298.
6. М.М. Харламов, А.А. Курицын, С.Н. Ковригин. Использование информационных технологий в процессе подготовки космонавтов. Пилотируемые полеты в космос, 2013, вып. 1(6). – ISSN 2226-7298.

Юрий Валентинович Лончаков, начальник ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина», Звёздный городок, Летчик-космонавт РФ, Герой РФ, доктор технических наук. Область научных интересов: роль и место космонавта в освоении космического пространства, проектирование деятельности экипажей пилотируемых космических аппаратов, анализ эффективности деятельности космонавтов в космическом полете, обеспечение безопасности пилотируемых космических полетов.
8-495-526-34-07, e-mail: info@gctc.ru

Development of the innovative technologies in cosmonaut training in the interests of spaceflight safety

Yu.V. Lonchakov

“Gagarin R&T CTC”,
Star City, Moscow region; 141160, Russia

The paper discusses issues of the development and application of the innovative technologies in the Cosmonaut Training Center. Domestic manned cosmonautics has always taken advantages of the most advanced science-intensive technologies. The latest achievements in science and technology have invariably been used for the creation of manned spacecraft and orbital complexes. Similarly, the innovative technologies are used when creating hardware for cosmonaut training, such as: integrated simulation complexes, virtual computer-based simulators, and so on. The CTC works in close cooperation with more than 150 organizations, among them: enterprises and institutions of Roscosmos, RAS institutes, institutions of Ministry of Defence, and others.

History of the Cosmonaut Training Center (hereinafter CTC) is inseparable linked with the nascency and development of domestic and world manned spaceflight. Activity of the CTC at all stages of its development is conditioned by the creation and introduction of innovative technologies both for the development of manned spaceflight itself and for the formation of national selection system, training, and post-flight rehabilitation of cosmonauts. At that, one of the top-priority tasks of the Center at all times is ensuring the safety of cosmonauts in flight.

After launching the first artificial satellite October 4, 1957 it had become apparent that our country possessed all necessary scientific and technical prerequisites for a human space flight. Therefore, January 11, 1960 it was decided to establish a center for cosmonaut training, which wears the name of the first cosmonaut of the planet since 1968.

The first manned space flight required huge and hard preparatory work. Personnel of the CTC took an active part in it. The initial, organizational phase of those works was the most difficult, because it was necessary to start from scratch. Early in March, 1960 the first group of cosmonaut candidates arrived at the central aerodrome by M.V. Frunze, and the first lesson within the framework of basic training was already conducted on the 14th of March, 1960. The training of the first cosmonaut candidates consisted of training on various stands and practical lessons at the S.P. Korolev's design bureau where space vehicles were created (fig. 1).

April 12, 1961 Yuri Gagarin was launched into space aboard the *Vostok* spaceship for the first time in human history.

Later there were many remarkable and exciting space events in which the CTC participated directly: the flight of the first female cosmonaut Valentina Tereshkova, the first spacewalk of Aleksey Leonov, the first docking of two spacecraft (V. Shatalov, B. Volynov, A. Eliseev, E. Khrunov), creation of the first in the world orbital station *Salyut*. The Cosmonaut Training Center played a major role in the preparation and implementation of these achievements (fig. 2).

During the period from 1971 till March, 2001 there were seven manned complexes in orbit. 37 expeditions that passed training at the CTC worked aboard the domestic orbital complex *Mir* which operated in Earth orbit 5510 days that is more than 15 years.

At the beginning of the new millennium the integration scientific-technical processes has led humanity to the realization of an impressive space project of assembling and joint exploitation of the International Space Station which represents a unique permanently inhabited orbital

complex. The ISS was created by combined efforts of International Partners, namely: Russia, USA, members of the ESA, Japan, and Canada. According to the ISS program till January, 2015 the CTC provided the training of 42 main crews and 17 visiting expeditions for flight. Cosmonauts who passed training at the CTC have established many quantity and duration records of space missions and staying in the open space. For example, cosmonaut V. Polyakov performed the longest space flight – more than 437 days.

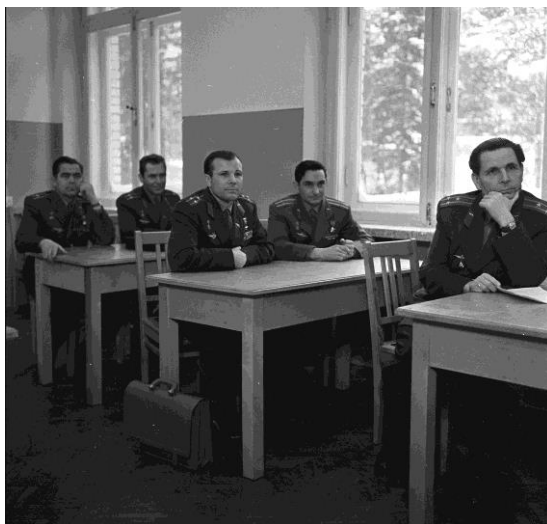


Fig.1. First cosmonauts in the classroom



Fig. 2. Training for flight on DOS “Salute” (Sevastyanov V.I., Klimuk P.I.)

More than 140 exits into open space were performed from the board of Russian manned space vehicles. Cosmonauts spent about 1200 man-hours in open space what equals to 50 days. Cosmonaut A. Solovyov has accomplished 16 spacewalks and stayed in open space longer than other Russian (Soviet) cosmonauts – altogether 3 days 7 hours 2 minutes. In the course of 54-year activity, the Center trained about 400 cosmonauts, 118 of them have flown in space.

A unique system of cosmonaut selection, training, and post-flight rehabilitation is being developed and improved step by step. It allows training crews for the safe implementation of various tasks in orbit: to assemble large structures, monitor the Earth's surface, carry out bio-medical experiments and other tasks and experiments to solve different scientific and economic problems. During its development, the Soviet/Russian system of cosmonaut selection, training, and post-flight rehabilitation has turned into the mature, well-established, and recognized throughout the world system having a high reputation not only in our country but also among foreign and international space agencies (fig. 3). Its distinguishing features: scientific validity, unique staff, advanced technical base, software and methodological support, and developed planning system what in aggregate provides a high quality training of cosmonauts and flight safety.

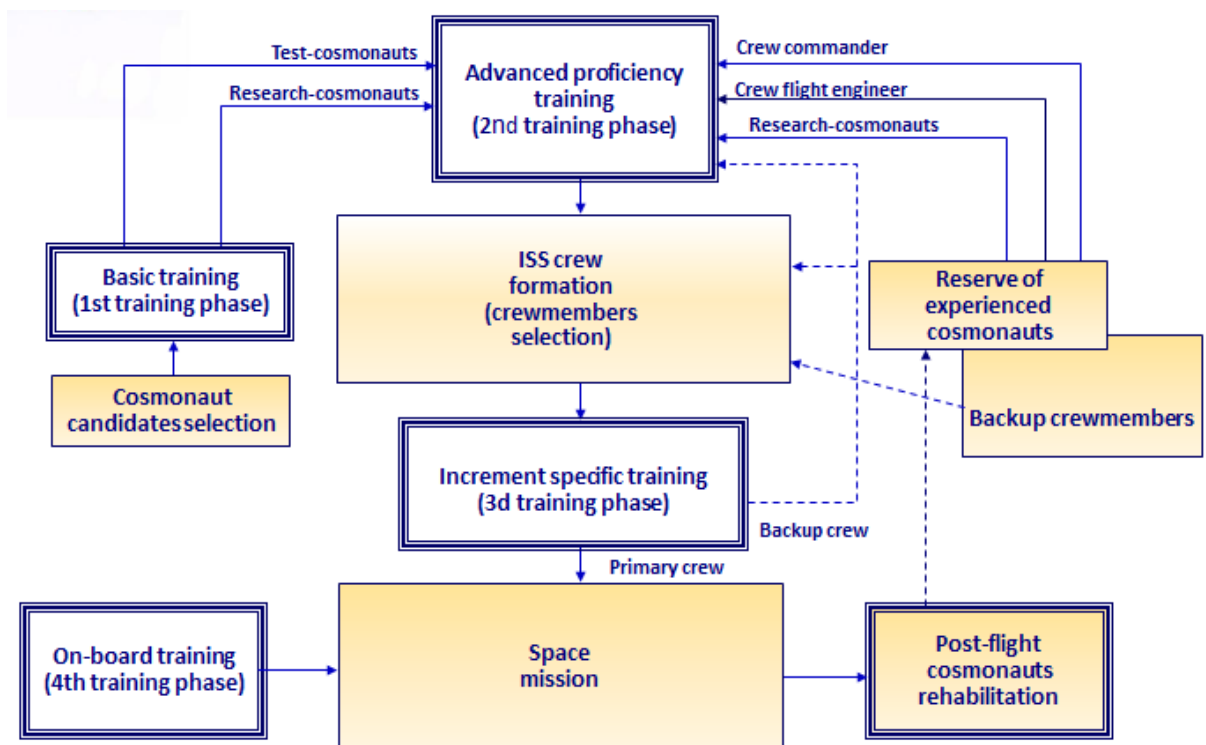


Fig. 3. The sequence of stages of cosmonaut selection, training, and post-flight rehabilitation

The system of cosmonaut selection and training interacts with all elements of space infrastructure at all stages of the life cycle of manned space programs: formulation; designing, examination, and testing of space technology; implementation of space missions and assessment of their results; creation of scientific and technical reserves on promising space projects, and etc. At the same time, the Center's primary mission as a lead agency of the space-rocket industry remains the selection, professional training, and post-flight rehabilitation of cosmonauts.

Along with the development of the cosmonaut training system, the Center's status also changed. October 7, 1965 the Air Force's Cosmonaut Training Center was renamed and got a new interdepartmental status as the First Cosmonaut Training Center. In order to memorialize the cosmonaut number one, April 30, 1968 the Center was named after Yu.A. Gagarin, perished when performing test flight. In 1969 the Center was reformed into the 1st Yu.A.

Gagarin Research&Test Cosmonaut Training Center having the status of the research institute of the first category. In 1995 the Center was given the status of Russian State Research&Test Cosmonaut Training Center named after Yu.A. Gagarin in order to improve the efficiency of the Russian Federation's scientific and technical potential to carry out the Federal Space Program and to meet international commitments of Russia. From the time of its establishment till 2008 the Center was run by the Ministry of Defence.

In 2008 on the orders of the Government of the Russian Federation № 1435-r dated October 1, 2008 the Center received a new status – State Organization “Yu.A. Gagarin Research&Test Cosmonaut Training Center” (SO “Gagarin R&T CTC”). Currently, the GCTC is under the authority of Russian Space Agency. It has inherited from the previous structures the whole spectrum of primary functions and accumulated experience in the form of the existing system of cosmonaut selection and training.

Also, the CTC has gained extensive experience in training the international crews for flight of different complexity and duration. More than 80 foreign cosmonauts and astronauts from 28 countries have passed training at the Center and accomplished space missions jointly with Soviet and Russian cosmonauts.

The principles, procedure, and methods of training non-professional cosmonauts for flight aboard Russian space vehicles have been substantiated and developed. The Center ensures 26-week training of persons whose core business is far from space exploration, their safe staying in space for two weeks, and returning to Earth. 20 persons passed this type of training, 10 of them have performed space missions. Training of another two non-professional astronauts began in September, 2014.

Over the past half-century the national system of cosmonaut selection and training ensured the successful implementation of numerous national and international space programs. Among national programs are: “Vostok”, “Voskhod”, “Soyuz”, lunar programs 7K-L1 and N1-L3, “Almaz”, “Buran”, “Salyut”, “Mir”; among international programs are: “Apollo-Soyuz” Test Project, “Interkosmos”, “Evromir-95”, “Evromir-97”, “Mir-Shuttle”, “Mir-NASA”, the ISS program.

The CTC is directly involved in controlling space missions, ensuring the safety of manned space programs and safe staying of cosmonauts in orbit, carrying out research and development activity in the field of space exploration, and in the post-flight rehabilitation of cosmonauts. Efficiency of Russian cosmonaut training system has been proved by practice. At present, the Center has the scientifically grounded methodology of cosmonaut training for a space mission of any duration and complexity, largely unique simulator-laboratory base, skilled and highly qualified specialists. Well-developed collaboration with allied enterprises and wide experience of cooperation with foreign partners allow the Center to tackle assigned tasks effectively and to implement domestic and international programs of space exploration.

There is a perfect medical base at the Center. It includes means of assessing: the health state, vestibular and postural training, training for withstanding acceleration impact and changed atmosphere composition, countermeasures against adverse spaceflight factors, physical fitness, and post-flight rehabilitation. An important scientific output of the Center's activity is the development of the methodology to prepare a human organism for a long and safe staying under extreme spaceflight conditions. Active works are being carried out at the present time for purposes of deep space exploration. In this area the Center closely collaborates with the Institute of Biomedical Problems of RAS.

A special feature of cosmonaut professional training is that cosmonauts acquire initial “cosmic” experience on Earth. It is impossible to train them in a real space flight as it do pilots and sailors who having passed basic training on the ground obtain professional

experience on a real airplane or a ship under the direction of proficient instructors. Cosmonauts have to obtain basic “cosmic” experience on the ground-based simulators that simulate the environment and conditions of space vehicles and stations. The success and safety of a space mission are largely determined by an adequate training on simulators. That’s why the Center pays great attention to cosmonaut training on simulators.

Formerly, cosmonauts began to train for a space flight on the standard spaceships, now their training is performed on the integrated complex of technical facilities. The simulators in aggregate with research and modeling stands, flying laboratories, hardware for underwater works, a low pressure chamber, and an isolation chamber as well as many other technical means allow preparing a cosmonaut for each element of a space mission (fig. 4). Technical facilities for cosmonaut training are constantly upgraded considering enhancement of standard manned space vehicles (MSV), for example, the emergence of new modules, new scientific experiments, new tasks for EVA, implementation of a fast rendezvous scheme, etc.



Fig. 4. Integrated simulator of TMV “Soyuz TMA”

At present, the Center is carrying out extensive works on the creation of simulators considering modification of transport spacecraft Soyuz-MS and Progress-MS and on the upgrading the hydro lab and centrifuges (fig. 5). Furthermore, the Center is improving an engineering infrastructure and integrated security complex as well as is developing a concept of creating an integrated simulator complex with the extensive use of modern information technologies.

In addition, there are flying laboratories for cosmonaut training. One of them is designed on the basis of IL-76 and serves for the creation of short-term weightlessness, carrying out biomedical research, and testing spacecraft equipment. The other is designed on the basis of TU-134M and is equipped with an instrumental complex for visual investigations. Also, it has appropriate navigation equipment and special windows to perform them. It can be used not only to train cosmonauts, but also to address ecological and nature resource problems as well as to monitor emergencies. Cosmonauts maintain their piloting skills on the training jets L-39. The Center’s base for flight training is being upgraded. The question of the acquisition of helicopters and aircraft of TU-204-type is under consideration.

Among the unique facilities of the Center there is a planetarium to study the starry sky and to train cosmonauts in astronavigation and star tracking. The planetarium simulates starry sky (about 9000 stars) as it is seen from the cabin of the spacecraft considering the real location of celestial objects at any given time, orbital altitude, and orbital motion of a space vehicle.

Currently, the modern information technologies are being introduced and used to provide the processes of cosmonaut training at the Center, including computer-based inquiry and communication systems, virtual simulators and 3D models, multimedia complexes, data portals, etc.



Fig. 5. Centrifuge TsF-18

One of the important areas of the introduction of information technologies for cosmonaut training is the designing of computer-based instruction system or virtual simulators.

They do not allow practicing the flight regimes in full, but are very effective during the initial theoretical training, self-training, training for separate operations (e.g. when carrying out space experiments), and prelaunch training.

The following computer-based simulators are used for cosmonaut training:

- Computer simulators using 3D models of MSVs, onboard systems, scientific instruments, which are based on geometrical modeling of objects and mathematical modeling of the state change and movement of background objects;
- Semi-scale stationary or mobile computer simulators of MSVs (fig. 6).

The CTC takes an active part in carrying out the program of scientific-applied research and experiments in space. The Center has the status of a participant in 120 experiments aboard the ISS.

In 2012 the CTC participated in the development of project materials for a new generation manned spacecraft in respect of cosmonaut selection, training, and post-flight rehabilitation, including materials for crew's pre-flight training program at space launching site *Vostochny*.

At the present time, great attention is paid to designing inflatable, transformable, habitable modules and robotic systems.

Since 2010, the Center takes part in a new kind of scientific activity that is the examination of design documents for new space technology. For almost four years the following products: "Progress MS", "Soyuz MS", UM, NEM, OKA-T, PPTS have passed peer-reviewing with the issuance of opinions, comments, and suggestions. In order to substantiate the prospects of the use of anthropomorphic robots the theoretical and experimental studies involving cosmonauts were performed from 2011 till 2014.



Fig. 6. Computer mobile simulators of TMV “Soyuz TMA”

In an effort to use the advantages of missions aboard the ISS in the interests of deep space exploration as effective as possible, in 2013 for the first time in scientific practice the CTC began investigations of operator abilities of cosmonauts immediately after their return to Earth after a six-month mission on the ISS (within the framework of research “Sozvezdiye”). It should be noted that in addition to Roscosmos, the traditional customer of R&D, there are other customers – ministries, a number of private companies what allows on the one hand introducing space activity output into a country’s economy and on the other hand attracting private companies to solving problems of space industry.

An important element ensuring the effectiveness of the Russian cosmonaut selection and training system is the Center’s personnel. It consists of: management and executive staff, scientific workers (currently, 57 candidates and 11 doctors of science work at the Center), instructor-teaching staff, technical-and-engineering staff, underwater instructors, medical staff, flying personnel, an airfield’s technical staff, experts in foreign economic activity, administrative-economic and production personnel. It is necessary to note that the existing education system in Russia does not prepare experts in cosmonaut training. Therefore, the responsibility for their in-service education and retraining is laid on the Center.

The Center pays special attention to activity in the sphere of the educational technologies. According to the Government Regulation of the Russian Federation of 2011 (the year of the 50th anniversary of the first manned space flight) the first youth educational Space Center was established and successfully operates now. It is purposed for the professional orientation of young people in the space industry and the promotion of domestic achievements in space exploration.

The most advanced innovative educational technologies used for teaching schoolchildren and students are implemented at the Space Center. Within the scope of scientific tourism approximately 33 thousand of people visit the Center annually. The CTC has concluded cooperation agreements with 11 universities and enterprises, including Lomonosov Moscow State University, Moscow Aviation Institute, Moscow State Aviation Technological University, Scolcovo Foundation, Chamber of Commerce and Industry of the FR, and others. Since 2012, the Center carries out works on the state registration of intellectual activity results. Every year the Center gets several minor patents and patents for invention, registers databases and software products. Since 2011, the CTC issues the science journal “Manned

Space Flights”, which is registered in the relevant federal authorities and included in the system of the Russian citation index.

Annually, the Center holds international and youth scientific conferences. Since 2009, the Center’s specialists have published more than 510 articles, papers, and other materials.

The Center has an official site and a home portal. The modern information infrastructure has been designed and is successfully being developed.

The future of Yu.A. Gagarin Cosmonaut Training Center is directly related to the development prospects of domestic and world manned space exploration which is one of the movers of the scientific and technological advance. Among the main nearest objectives of Russian manned space exploration program are: effective exploration of near Earth space, implementation of the Moon exploration program, development of key technology to prepare Martian mission and missions to other planets or to distant regions of the solar system.

The primary tasks of the development of Russian manned space exploration for the nearest future (till 2020) are to conduct fundamental and applied research and experiments on the ISS Russian Segment and to develop an advanced transportation-logistics system using a new generation manned transport spacecraft.

Human flights in Earth orbits helped us to get a true picture of the Earth’s surface, of many planets and ocean spaciousness. They gave a new vision of the globe as the fountain of life and an understanding that a human and nature represent an indissoluble unity. Cosmonautics provides a real opportunity to address the following important national-economic tasks: perfection of international communication systems, improvement of long-term weather forecasting, development of marine and air transport navigation.

At the same time, cosmonautics has preserved a great potential. Analysts have concluded that space researches in the XXI century will have the greatest effect on the progress of mankind in comparison with other fields of knowledge. There is no other field of scientific knowledge which has such strong influence on our perception of the world. Each new step in space generates the largest number of new challenges. Only cosmonautics has capabilities to answer the question about the past and the future of the Universe and destinies of the humanity.

Leading space powers consider that the future of manned space exploration is related to designing new transportation systems and orbital assembly complexes to implement promising space programs, including the lunar and Martian programs. Another major task of space industrialization in the period ahead is natural resources development of the Moon and cosmic bodies in the solar system.

To ensure the implementation of promising space programs in accordance with the Federal Space Program of Russia it is required further development and perfection of the existing cosmonaut selection and training system and modernization of the Center's simulation facilities using advanced information and computer technologies as well as further development of Star City’s infrastructure.

The following are the key factors of modernization and innovative development of the Center considering the requirements for the safety of space missions:

- Anticipatory creation of the scientific and technical complex for cosmonaut training and of the necessary infrastructure to provide promising manned space exploration programs;
- Focus on fulfillment of the unconditioned requirement that manned space exploration programs should be implemented only by qualified cosmonauts of various specialties;
- Close integration with enterprises of space-rocket industry in the Russian Federation and with foreign space agencies;
- Carrying out the necessary research and development works to ensure the current and promising manned space exploration programs;

- Training of highly qualified personnel at the CTC (instructor-teaching staff, scientists, medical experts, psychologists, etc.);
- Orientation to tackling the following prospective objectives of manned missions: overcoming the adverse effects of long-duration space missions; ability to perform specific works on the surface of a planet; mitigating off-nominal situations in circumstances of the absence of help from Earth, and so on.

Abbreviations list

CTC	– Cosmonaut Training Center
GCTC	– Gagarin CTC
DOS	– Durable Orbital Station
ESA	– European Space Agency
EVA	– Extravehicular Activity
ISS	– International Space Station
MSV	– Manned Space Vehicle
SPM	– Scientific-Power Module
NM	– Node Module
OKA-T	– Autonomous technological module
PPTS	– Prospective Piloted Transport System
R&D	– Research & Development
RAS	– Russian Academy of Science
RF	– Russian Federation
USA	– United States of America

References

1. With the Name of Gagarin. Edited by V.V. Tsibliev. Consultants: V.F. Bykovsky, B.V. Volyniv, P.I. Klimuk, A.A. Leonov, V.V. Tereshkova. – M.: Russian State “Gagarin Research&Test Cosmonaut Training Center”, 2005. – 315 p.: ill. (in Russian, Rossiyskiy gosudarstvenniy nauchno-issledovatel'skiy ispitatel'niy Centr podgotovki kosmonavtov imeni YU.A. Gagarina.)
2. World Manned Cosmonautics. History. Technology. People. I.B. Afanasyev, Yu.M. Baturin, A.G. Belozersky, et al. Edited by Yu.M. Baturin. Auth. Intr. Art. B.M. Baturin and B.E. Chertok. – M. Publishig House “RTSoft”, 2005. – 752 p.: ill. (in Russian, Mirovaya pilotiruemaya kosmonavtika.)
3. Soviet and Russian Cosmonauts. 1960 – 2000. – M., LLC Information and Publishing House “News of Cosmonautics”, 2001. – 408 p.: ill. (in Russian, Sovetskie i Rossiyskie kosmonavti.)
4. B.I. Kryuchkov, A.A. Kuritsyn Selection of the First Cosmonauts. Homeland, # 8, August, 2012. – p. 6-7 – ISSN 0235-7089. (in Russian, Kak otbirali v perviy otryad kosmonatov)
5. V.I. Yaroplov Preparation and Implementation of the Gagarin's space flight (as it was). Manned Space Flights, # 2 (11), 2014. – p. 98-116. – ISSN 2226-7298. (in Russian, Podgotovka i osucestvlenie poleta YU.A. Gagarina (kak eto bilo). Pilotiruemie poleti v kosmos.)
6. M.M. Kharlamov, A.A. Kuritsyn, S.N. Kovrigin. Application of Information Technologies in the Course of Cosmonaut Training. Manned Space Flights, 2013, # 1(6). – ISSN 72 98.

(in Russian, Ispolzovanie informazionnih tehnologiy v processe podgotovki kosmonavtov. Pilotiruemie poleti v kosmos.)

Yury Valentinovich Lonchakov, Head of OS “Gagarin R&T CTC”, Star City, cosmonaut of the RF, Hero of the RF, Doctor of Technical Sciences. Research interests: the role and place of a cosmonaut in space exploration; designing crews' activity in space; analysis of the efficiency of cosmonaut performance during space missions; ensuring safety of manned space missions.

8(495)526-34-07, e-mail: info@gctc.ru

Научно-инновационный потенциал проекта МАКСМ

А.Б. Бахур, В.А. Меньшиков, А.Н. Перминов

НП «Международный комитет по реализации Проекта создания МАКСМ»

ООО «Интеллектуальные технологии»

127051, г. Москва, М. Сухаревская площадь, д. 6, стр. 1.

Системный проект МАКСМ, выполненный в 2011 г., конкретно показал, то, что степени его глобальности являются драйвером для формирования многочисленных исследовательских и инновационных разработок, которые также могут носить масштабный характер.

Многоаспектность задачи создания МАКСМ стала экспликатором проблем различной направленности, решение которых имеет значение далеко не только в рамках этого проекта.

В первую очередь это вопросы, связанные с ее назначением:

- методология краткосрочного, среднесрочного и долгосрочного достоверного прогнозирования опасного развития природных и техногенных процессов;

- ведение глобуса и его приложения – глобуса безопасности.

Эти две задачи также имеют планетарное значение. Их исследовательский и инновационный потенциал касается как фундаментальных аспектов (к примеру, создание теории целого, развитие теоретико-модельных описаний процессов «жизни» планеты, математических методов и т.п.), так и создание средств систематизированного хранения данных и их отображения для поддержки принятия решений.

Создание МАКСМ как технической системы также потребует разрешения комплекса методических проблем. Развитие системного проекта потребует формирования ряда ранее не применявшихся модельных описаний. Это обусловлено размерностью МАКСМ, а также требованиями к ее техническим характеристикам. Их обоснование на основе ранее применявшихся расчетных схем становится затруднительным, поэтому необходимы новые математические модели.

Наконец, стоит коснуться экономических аспектов. МАКСМ – это некоммерческое изделие. Тем не менее, ее размерность, глобальность характера функционирования обуславливают высокий уровень трудозатрат и необходимо развитие новых подходов, которые позволили бы давать экономическое обоснование технических решений.

Проект Международной аэрокосмической системы мониторинга опасных природных явлений и техногенных катастроф (МАКСМ; англ. *International Global Monitoring AeroSpace System, IGMASS*) был инициализирован группой российских ученых и инженеров в 2007 г. на Международной конференции «Современные космические технологии в интересах процветания человечества», проходившей в Днепропетровске (Украина).

Концепция МАКСМ и ее основные характеристики были представлены в системном проекте, выполненном в 2011 г. Для настоящей статьи важно то, что системный проект позволяет конкретизировать очевидность того, что глобальность предлагаемой к созданию системы делает ее драйвером для формирования многочисленных исследовательских и инновационных разработок. Многоаспектность задачи создания МАКСМ сделала ее экспликатором проблем различной направленности, решение которых имеет значение далеко не только в рамках этого проекта.

Первым направлением таких разработок будут те, которые обусловлены решением проблем, связанных с назначением создаваемой космической системы.

Достижение принципиально нового уровня, ради которого иницирован проект МАКСМ, подразумевает новый уровень достоверности методологии краткосрочного, среднесрочного и долгосрочного прогнозирования опасного развития природных и

техногенных процессов. Такую постановку задачи можно пояснить следующей ситуационной схемой (см. рис. 1).

На этой схеме P – оценка вероятности того, что случится стихийное бедствие, D – затраты на превентивные меры по предотвращению последствий, S – оценка ущерба от стихийного бедствия при отсутствии превентивных мер, S^D – оценка ущерба от стихийного бедствия при осуществлении превентивных мер.

Исходным моментом является появление признаков, на основании которых формируется суждение о том, что возможно опасное проявление природных сил, к примеру, землетрясение, катастрофическое наводнение и т.п., и оцениваются его возможные последствия. Нас интересует P – вероятность того, что прогноз реализуется. Именно это является основанием для принятия решения об осуществлении превентивных действий, связанных с предотвращением возможного ущерба. Здесь, в виде отступления, следует отметить, что умышленно не упоминается вопрос человеческих жертв, который переводит проблему возможного ущерба на более высокий уровень, где оценки носят уже не экономический, а моральный характер.

Итак, на основании оценок вероятности стихийного бедствия и его последствий, мы принимаем решение о том, предпринимать или не предпринимать превентивные действия по предотвращению ущерба. Говоря об этой вероятности, следует понимать, что при том уровне знаний о причинах различных стихийных бедствий, который существует в настоящее время, значительную долю в оценке этой вероятности следует отнести к тому, что мы «закладываемся» на незнание.

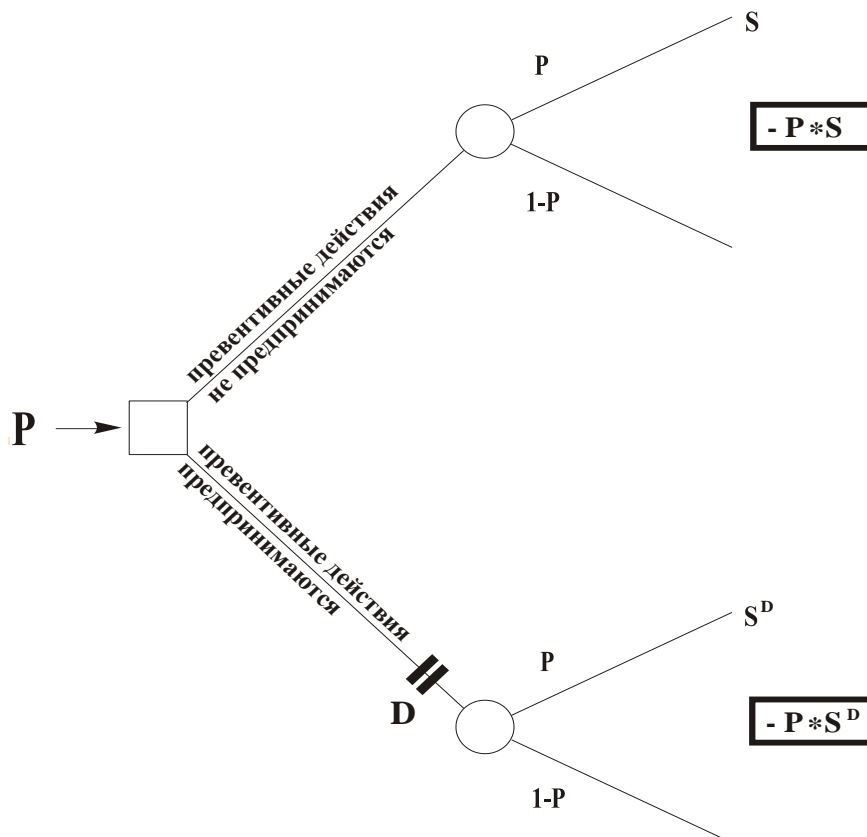


Рис. 1. Ситуационная схема, характеризующая использование данных мониторинга.

Принятию решения на ситуационной схеме соответствуют две ветви:

- превентивные действия не предпринимаются;
- превентивные действия предпринимаются.

Второй ветви соответствуют все меры, которые позволяют снизить ущерб, предотвратить возможные нарушения в хозяйственной деятельности. На рис. 1 превентивные меры оцениваются затратами **D**.

При дальнейшем движении по ситуационной схеме мы столкнемся с двумя вариантами развития событий (в данном случае они не зависят от вариантов предыдущего ветвления схемы):

- прогноз оправдывается и прогнозируемое событие происходит;
- прогноз не оправдывается.

Ветвь «превентивные меры не предпринимаются» мы оцениваем величиной **P*S**. Ветвь – «превентивные меры предпринимаются» – величиной **P*S^D**. При этом мы должны помнить, что второй ветви соответствуют еще и затраты **D**. Отметим разный характер этих величин. **P*S** и **P*S^D** являются оценками, полученными по прогнозным данным. На их основании мы должны предпринять конкретные усилия и понести реальные затраты **D**.

Теперь яснее становится проблема достоверности оценки вероятности стихийного бедствия. **Реально понесенным затратам D** противопоставляется **возможная экономия S-S^D**. Мы помним успешную превентивную эвакуацию в Китае в провинции Ляонин в 1974 г. Через три дня после эвакуации началось сильное землетрясение. В отдельных районах провинции было повреждено 90% зданий. По оценкам специалистов, удалось избежать гибели 3 млн. человек. Однако повторения этого прецедента пока нет. Эвакуация такого масштаба – это тоже своего рода стихийное бедствие, пусть и организованное. И решиться на такой шаг непросто. Реакция на «любой чих» очевидно неоправдана, но и ждать «до верного» нельзя. О том, что ситуация, представленная на рис. 1., пока далека от того, чтобы в ней присутствовали достоверные основания для принятия решения, говорит и известный прецедент с осуждением специалистов по факту землетрясения в Л'Акуиле в 2009 г. Таким образом, пока нельзя говорить, что есть оценки, позволяющие давать надежную поддержку для принятия превентивных решений государственными и местными властями.

Тот факт, что результаты исследований, проводимых в разных странах (так, только о российских исследованиях можно судить по монографии «Природные опасности России» п/р В.И. Осипова и С.К. Шойгу), не дали желаемой оценки говорит о том, что вопрос стоит не только в разработке математических моделей, но и в развитии новых методических и концептуально-теоретических подходов.

Одной из идей для развития таких подходов может стать комплексирование частных признаков. Эта идея основана на том, что опасное проявление некоторого природного явления является результатом схождения множества возможных сопричин (по классификации Д.А. Поспелова [6]). Действительно далеко не всегда мы можем положиться на один или некоторое весьма ограниченное количество признаков.

Для реализации этой идеи, возможно, придется формировать модели для конкретного региона, поскольку ведущим здесь будет предположение о том, что частные признаки не универсальны и играют разную роль в разных местностях.

Наличие таких моделей ставит задачу их постоянной модификации. И как ее обобщение возникает задача ведения глобуса Земли. Ее можно рассматривать как назначение, качественно отличающее МАКСМ от других систем мониторинга.

Первый глобус был разработан философом-стоиком Кратетом Пергамским в 150 г. до нашей эры. Эпоха великих географических открытий ввела глобус в обиход географов, путешественников, мореплавателей и, естественно, в школьные и студенческие аудитории. Идея глобуса как модели – совмещение целостного взгляда на планету с видением отдельного участка поверхности планеты. Отображение взаимодействия океанов, морей, континентов, материков, горных стран, речных долин и т.п.

Глобус, созданный в те времена, представлял собой шар, на котором графически, с высокой точностью отображались объекты, зафиксированные на поверхности планеты. С помощью цветовой раскраски на нем достигалось то, что сейчас рассматривается как 3D-изображение.

Со времен эпохи великих географических открытий наши знания о планете значительно расширились. В первую очередь за счет «проникновения» в ее внутреннее строение, в совокупность и взаимосвязь процессов, протекающих на поверхности и в глубине. Отдельной задачей является представление характеристик, позволяющих судить об опасном развитии различных природных и техногенных процессов. Возможно, для этого придется разрабатывать приложение, которое можно назвать «глобусом безопасности».

Следует отметить, что в этом направлении каждый шаг представляет собой серьезнейшую задачу. Уже разработка современного понимания облика глобуса требует многостороннего обсуждения. А следом начнутся проблемы, связанные с нерешенными проблемами моделей различных сфер планеты и т.п. Экспликация идеи модернизации глобуса лишний раз подчеркивает необходимость разрешения противоречий между разными теориями и моделями.

Говоря об исследовательском потенциале этого направления можно увидеть ряд фундаментальных аспектов. Это запрос на создание теории целого, развитие теоретико-модельных описаний процессов «жизни» планеты, методов математического моделирования и еще многих разработок. Одновременно проявляется и инновационный потенциал. В первую очередь в области компьютерных технологий. Это развитие методов классифицированного хранения обновляемых массивов связанных данных, это создание методов отображения, позволяющих реализовать идею глобуса при современном подходе к его содержанию.

Безусловно, разработка глобуса эксплицирует еще (и) комплекс исследовательских и инженерных задач.

Вторым направлением разработок, эксплицируемых проектом МАКСМ, является решение проблем, непосредственно связанных с созданием аэрокосмической системы. В своем окончательном виде она представляет собой глобальную организационно-техническую систему. В настоящее время ее облик разработан на уровне системного проекта. И из этого документа видно, что для обеспечения функционирования такой глобальной системы необходима разработка комплекса технических проблем, связанных с созданием системных решений. Именно в этом можно увидеть научно-инновационный потенциал направления разработок, непосредственно связанных с созданием аэрокосмической системы.

Этот комплекс проблем можно разбить на три основные группы.

Первая группа – это проблемы организации управления и обеспечения управляемости. Сложная и многочисленная группировка спутников и авиационных средств требует новых подходов к организации своего повседневного функционирования. Должна быть решена проблема согласованного использования группировки при выполнении задач наблюдения. Для космических аппаратов должна быть решена проблема автономности,

когда космический аппарат осуществляет планирование своей схемы полета на основе задания от наземного комплекса управления.

Вторая группа – проблемы поддержания работоспособного состояния группировки. Эта задача похожа на предыдущую. Однако здесь предметом моделирования становится определение состава средств, при которых МАКСМ сможет выполнять свое назначение. Предметом исследования будет определение того, сколько средств должно находиться во вспомогательных состояниях (на обслуживании и регламентах, в резерве и т.п.) для того, чтобы обеспечить работоспособное состояние номинального состава группировки.

Третья группа – функционирование МАКСМ как глобальной организационно-технической системы. Здесь необходимо решать вопросы структурно-функциональной организации («бесчеловечной» схемы взаимодействия функций), административного построения и рефлексивной организации. Именно глобальный характер МАКСМ заставляет критически относиться к схемам корпоративного построения, основанным на теории бюрократии М. Вебера [5].

Решение этих проблем потребует развития научных представлений, связанных с вопросами организации и управления. Здесь следует отметить, что, несмотря на достаточно большое количество публикаций в этой области, проблемы организации и управления проектами большого масштаба, к каковым относится проект МАКСМ, практически не разрабатывается. Также следует отметить и то, что исследования в области теории систем, тесно связанные с вопросами организации глобальных проектов, также находятся в глубокой стагнации [7].

Позитивный выход может быть в обращении к работам А.А. Богданова [3, 4], к опыту организации и работы Комиссии по изучению естественных производительных сил России [2], реализации проекта переброски промышленности на восток (1941 г.), создания космодрома Байконур.

Решение проблем, непосредственно связанных с проектом МАКСМ, потребует формирования ряда ранее не применявшихся проектных описаний. Прототипами таких моделей являются разработки Дж. Форрестера, выполненные в 50-60 гг. прошлого века [8, 9]. Здесь следует отметить, что организационные идеи А.А. Богданова [3], позволяют развить методологические разработки Форрестера. В качестве такого шага можно рассматривать формирование методологии организационно-управленческого моделирования [1].

Третье направление исследовательских и инновационных разработок связано со вторым. Глобальный характер проекта заставляет задуматься и над методами оценки экономических характеристик. При этом необходимо учесть то, что МАКСМ является некоммерческим проектом.

Некоммерческий характер проекта означает только то, что возникает методическая проблема, связанная с соотношением затрат, с выработкой характеристик оценки результатов работы. Затраты, которые необходимо разделить на капитальные и эксплуатационные, должны быть соотнесены с оценкой результата работы аэрокосмической системы мониторинга. Только такое соотношение может прояснить рациональность построения и работы системы. Однако глобальный характер построения и функционирования МАКСМ, некоммерческий характер проекта обуславливают методические проблемы оценки затрат на создание и функционирование МАКСМ.

Завершая статью, следует отметить, что в ней дана характеристика наиболее заметным составляющим научно-инновационного потенциала проекта МАКСМ. И уже это позволяет судить о тех разработках, которые могут стать результатами реализации

проекта МАКСМ. Безусловно, в их составе выделяются задачи создания нового глобуса и его приложения – глобуса безопасности. Однако, при этом менее эффективная задача развития методологии долгосрочного, среднесрочного и краткосрочного прогнозирования опасного развития природных и техногенных процессов не менее важна и актуальна. При этом необходимо отметить, что для решения этих задач необходима интеграция знаний и опыта специалистов, что может создать основу для совершения продвижения к новому качественному уровню знаний, необходимому для успешной работы МАКСМ.

Литература

1. А.Б. Бахур. Организационно-управленческое моделирование организма и его приложения, Lampert Academic Publishing, Saarbrücken, 2013
2. А.Б. Бахур. Инновационный подъем в России: уроки прошлого – Эл. печ. издание СТРФ (http://www.strf.ru/material.aspx?CatalogId=222&d_no=23734)
3. А.А. Богданов. Всеобщая организационная наука (Тектология). - М.: "Финансы и статистика", 2003
4. А.А. Богданов. Эмпириомонизм. - М.: "Республика", 2003
5. М. Вебер. Хозяйство и общество. Пер. с нем. под научн. ред. Л. Г. Иониной. — М.: Изд-во ГУ-ВШЭ, 2010.
6. Д.А. Поспелов. Ситуационное управление: теория и практика. М.: "Наука" 1986г.
7. С.П. Никаноров. Теоретико-системные конструкты для концептуального анализа и проектирования - М.: Концепт, 2008
8. Дж. Форрестер. Динамика развития города – М.: «Прогресс», 1974
9. Дж. Форрестер. Мировая динамика - М.: «Наука», 1978

Андрей Борисович Бахур – руководитель научно-образовательного центра, кандидат технических наук. Область научных интересов, проектирование, системное моделирование сложных технических систем, системное моделирование организма.

Валерий Александрович Меньшиков – Генеральный конструктор проекта МАКСМ, профессор, доктор технических наук. Область научных интересов – создание крупномасштабных космических группировок, мониторинг опасных природных явлений и техногенных катастроф

Анатолий Николаевич Перминов – заместитель генерального директора ОАО «Российские космические системы», профессор, доктор технических наук, до 2011 г. – руководитель Федерального космического агентства. Область научных интересов – создание крупномасштабных космических группировок, решающих глобальные задачи.

Scientific-innovative potential of the IGMASS project

A.B. Bakhur, V.A. Menshikov, A.N. Perminov

Non-commercial partnership “International committee on realizing the project of creating IGMASS”

6/1 M. Sukharevskaya Square Moscow 127051 Russia

System project IGMASS formed in 2011 specifically showed that the degree of its Global is a driver for the formation of numerous research and innovation, which can also be worn in scale.

Multidimensional nature of the problem was the creation IGMASS eksplikatorom different orientation problems whose solution has value not only in the framework of this project.

This primarily issues related to its purpose:

- methodology of short, medium and long-term reliable forecast dangerous development of natural and man-made processes;

- Globe conducting and its applications - Globe Security.

These two tasks are also planetary significance. Their research and innovation as regards the fundamental aspects (for example, the creation of the whole theory, the development of model-theoretic descriptions of the processes of "life" of the planet, mathematical methods, etc.), and the establishment of a systematic means of data storage and display them for decision support.

Create IGMASS as technical systems also require the permission of the complex methodological problems. Development system project will require the formation of a number of previously applied model descriptions. This is due to the dimension IGMASS, and the requirements for its technical characteristics. Their justification on the basis of previously used computational schemes becomes difficult, therefore need new mathematical models.

Finally, it is to touch the economic aspects. IGMASS - is a nonprofit project. Nevertheless, its dimension, the global nature of the operation result in a high level of effort and the need to develop new approaches that would give economic justification of technical solutions.

The project of the International Global Monitoring AeroSpace System for dangerous natural phenomena and industrial disasters, IGMASS (Russian: Международная аэрокосмическая система мониторинга опасных природных явлений и техногенных катастроф, МАКСМ) was initialized by a group of Russian scientists and engineers in 2007 at the International Conference “Modern space technologies in the interests of mankind’s prosperity” held in Dnepropetrovsk, Ukraine.

The IGMASS conception and its main characteristics were introduced in a system project, developed in 2011. It is important for this article that the system project helps to concretize evidence of the fact that globality of the system suggested for developing makes it a driver for forming numerous research and innovative projects. Multi-aspect character of the purpose of creating IGMASS has made it an explicator of the problems of different direction and the solution of these problems is of great importance far beyond this project.

The first direction of these projects will be those which are determined by the solution of the problems connected with the mission of the created space system.

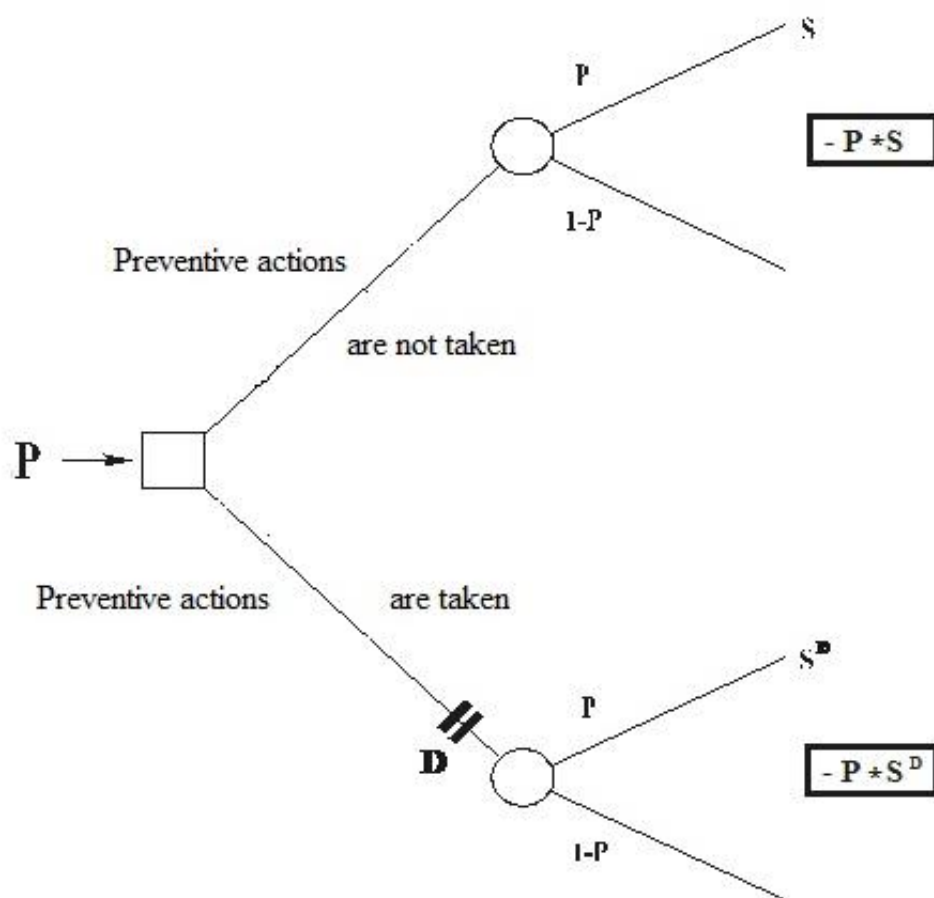
Achieving a principally new level (which was the purpose of initializing the IGMASS project) means a new level of certainty of the methodology for short-term, medium term and long-term prediction of dangerous development of natural and industrial processes. This statement of problem can be illustrated with the following situational scheme (see picture 1).

The starting point is the first signs which gives the grounds for making a decision if there is a possibility of dangerous natural phenomenon, e.g., earthquake, disastrous flood, etc., and for estimating its possible consequences. We are interested in P – the probability of realizing the

prediction. It is what gives the grounds for making a decision on taking actions to prevent possible damage and losses. Now, as a digression, it should be noted that we deliberately omit the question of human losses which raises the problem of possible damage and losses to a higher level where estimates have not economic but moral character.

So, on the grounds of the estimates of probability of the natural disaster and its consequences we make a decision on either to take actions to prevent possible damage and losses or not. Considering this probability, we should be aware that with the present level of knowledge about the causes of various natural disasters, a considerable part of these estimates should be referred to some kind of “insurance” against our lack of knowledge.

The second path complies with all the measures that help to reduce damage/losses and to prevent possible problems in economic activities. In picture 1 preventive measures are estimated by expenses **D**.



Picture 1. Situational scheme describing the use of monitoring data.

In this scheme:

P – the estimate of probability that a natural disaster will happen;

D – expenses for preventing the disaster’s consequences;

S – the estimate of damage and losses caused by the natural disaster with no preventing measures;

S^D – the estimate of damage and losses caused by the natural disaster with preventing measures;

In the situational scheme there are two paths for making a decision:

- preventive actions are not taken;

– preventive actions are taken.

At further advance along the situational scheme we will see two variants of development of events (in this case they do not depend on the variants of preceding branching of the scheme:

- prediction proves to be true and the predicted/forecast event takes place;
- prediction proves to be false.

Path “preventive actions are not taken” is estimated by value $P \times S$. Path “preventive actions are taken” is estimated by value $P \times S^D$. at that we should keep in mind that the latter path is accompanied by expenses D . Let’s point out different character of these characteristics: $P \times S$ and $P \times S^D$ are estimates obtained according to prediction data. On their basis we have to make certain efforts and incur real expenses D .

Now the problem of certainty of the natural disaster probability estimate have become clearer. **Really incurred expenses D** are compared to **possible savings $S-S^D$** . We remember the successful preventive evacuation in the Chinese province of Liaoning in 1974. Three days after the evacuation a great earthquake broke out. In several areas of the province 90% of buildings were damaged. According to experts’ estimate, 3 million lives were saved. However, that precedent was unique and there have not been any similar occasions yet. Such major evacuation is similar to a natural disaster, though a man-made one. And it is not easy to dare to take such a step. Responding to every vague sign of disaster is obviously unreasonable, but it is also wrong to wait until complete certainty. The situation shown in picture 1 is still far from having certain grounds for taking a decision. This can be proven by a well-known precedent when some experts were convicted in relation to the L’Aquila earthquake in 2009. Thus, we cannot say yet that there are estimates which allow to ensure reliable support to governmental and local authorities for taking preventive decisions.

The results of researches carried in different countries (thus, the Russian researches can be judged by monograph “Natural Dangers of Russia” under the editorship of V.I. Osipov and S.K. Shoygu) have not produced the desired estimate. This fact shows that the question is not only in developing mathematical models but in developing new methodical and conceptual-theoretical approaches as well.

One of ideas for developing such approaches can be integration of partial signs. This idea is based on the fact that dangerous display of a certain natural phenomenon is a result of converging of many possible coincidences (according to D.A. Pospelov’s classification [6]). Indeed, by no means we can always rely on a single sign or on some rather limited number of them.

In order to realize this idea, we may have to create models for a certain region as in this case there will be the main presumption that partial signs are not universally fit and can play different parts in different places.

Availability of such models brings up a problem of their continuous modification. And as its generalization there arises a problem of modifying the terrestrial globe. This global problem can be considered as an aim which makes IGMASS fundamentally different from other monitoring systems.

The first globe was developed by the Stoic philosopher Crates of Mallus (Pergamon) in 150 B.C. The Age of Discovery introduced the globe for geographers, travelers, sailors and, of course, for school and student audience. The idea of the globe as a model is combination of whole view of the planet with the view of a certain part of the planet’s surface. Displaying interaction of oceans, seas, continents, mountainous areas, river valleys, etc.

The globe, created in those days, represented a sphere. On the surface of this sphere objects fixed on the surface of the planet were drawn with great accuracy. And with the use of colouring the globe they achieved the result that now is considered as 3D image.

Since the Age of Discovery our knowledge about the planet has greatly widened. First of all, due to “intrusion” into its internal structure, into the aggregate and correlation of processes running on the surface and in the depth. A separate task is the expression of characteristics allowing to decide on dangerous development of various natural and industrial processes. Perhaps, there will be a need to develop an application that can be called “the Safety Globe”. It should be noted that every step in this direction is a serious challenge. Even the development of modern understanding of the globe look requires multilateral discussion. And after that there will be problems related to unsolved problems of models for various spheres of the planet, etc. Explication of the idea of the globe modernization once more emphasizes the necessity of resolving conflicts between different theories and models.

Considering the research potential of this direction we can see a number of fundamental aspects. It is the demand for creating a theory of the whole, for developing theoretical-modelling description of the processes in the planet’s “life”, methods of mathematical modelling and many other solutions. At the same time the innovative potential is also showing itself. First of all, in the sphere of computer technologies. It is the development of methods for classified storage of update arrays of linked data, it is the creation of displaying methods allowing to realize the idea of the globe with the modern approach to its content.

Certainly, the globe’s development explicates a set of researching and engineering tasks as well.

The second direction of work explicated by the IGMASS project is the solution of problems directly related to the creation of an aerospace system. In its completed form it represents a global organizing and technical system. At present its look is developed at the level of system project. And from this document it is evident that the support of such a global system’s functioning requires developing a set of technical tasks related to the creation of system solutions. Exactly in this we can see the scientific-innovative potential of this direction of work directly related to the creation of an aerospace system.

These problems can be divided into three basic groups.

The first group is problems of controlling organization and support of controllability. A complicated and numerous satellite and aircraft constellation require new approaches to organizing its routine functioning. It is necessary to solve the problem of coordinated work of the constellation for performing monitoring tasks. For spacecraft it is necessary to solve the problem of autonomy, when a spacecraft realizes the planning of its own scheme of flight on the basis of the task/mission received from the ground control stations.

The second group is problems of maintaining the operating condition of the constellation. This task is similar to the previous one. However, here the object of modelling is the determination of the set of means and facilities which assist IGMASS to perform its mission. The research object will be the estimate of the number of means and facilities which have to stay in some backup states (maintenance and scheduled works, in reserve, etc.) to ensure the operating condition of the constellation’s nominal set.

The third group is the functioning of IGMASS as a global organizing and technical system. Here it is necessary to solve the questions of structural and functioning organization (“non-human” scheme of function interaction), management structure and reflexive organization. It is the global character of IGMASS that makes us critically consider the schemes of corporate structure based on M. Weber’s bureaucracy theory [5].

Solution of these problems will require the development of scientific conceptions related to questions of organization and controlling. It should be noted here that despite a rather big number of works published in this sphere, the problems of organization and controlling large-scale objects (and the IGMASS project can be referred to them) are not being studied. It

should be also noted that the studies in the sphere of system theory closely related to questions of organization of global projects are in the state of deep stagnation too [7].

A positive way-out can be found in A.A. Bogdanov's works [3, 4], in the experience of organization and work of the Commission for studying natural productive forces of Russia [2], realization of the project for transporting the industrial enterprises to the east in 1941 and creation of Baikonur Cosmodrome.

Solution of problems is directly related to the IGMASS project will require a number of project descriptions that have not been used before. The prototypes of such models are J.W. Forrester's works made in the 1950s-1960s [8, 9]. It should be noted here that organizational ideas of A.A. Bogdanov [3] help to develop methodological works of J.W. Forrester. As such a step we can consider the creation of methodology for organizational and controlling modelling [1].

The third direction/line of research and innovative works is related to the second one. The global character of the project makes also think of methods of estimating economic characteristics. At that it is necessary to take into account that IGMASS is a non-commercial project.

Non-commercial character of the project only means that there arises a methodical problem related to correlation of expenses, to development of characteristics of estimating the results of work. Expenses, which have to be divided into capital and maintenance expenses, must be correlated with the estimate of work of the aerospace monitoring system. Only this correlation can clarify the system's structure and work rationality. However, the global character of IGMASS's structure and functioning and non-commercial character of the project determine methodical problems of estimating expenses for IGMASS's creation and functioning.

Concluding the article, it should be noted that it gives the characteristic of the most important parts of the scientific-innovative potential of the IGMASS project. And even this allows to judge about the developments which can become the results of realization of the IGMASS project. Certainly, among them we should specify/emphasize/highlight the problems of creating a new globe and its application - "the Safety Globe". However, at that, not such a spectacular task of developing methodology for short-term, medium term and long-term prediction of dangerous development of natural and industrial processes is not less important and not less urgent. At that it is necessary to note that solution of these problems requires the integration of knowledge and experience of specialists, which can provide the basis for the advance towards a new qualitative level of knowledge necessary for successful operation of IGMASS.

References

1. A.B. Bakhur. Organizational and controlling body's modeling and its applications, Lampert Academic Publishing, Saarbruken, 2013 (in Russian, Organizacionno-upravlenchescoe modelirovanie organizma i ego prilogeniya)
2. A.B. Bakhur. Innovative recovery in Russia: Lessons from the Past (in Russian, Innovacionniy podem v Rossii: uroki proshlogo) ([http : // www.strf.ru / material.aspx ? CatalogId=222&d_no=23734](http://www.strf.ru/material.aspx?CatalogId=222&d_no=23734))
3. A.A. Bogdanov. Universal organizational science (Tectology). - M.: "Finansi i statistika", 2003 (in Russian, Vseobshchaya organizacionnaya nauka (Tektologiya))
4. A.A. Bogdanov. Empiriomonism. M.: "Respublika", 2003 (in Russian, Empiriomonism).
5. M. Weber. Wirtschaft und Gesellschaft: Grundriss der verstehende Soziologie.- 5., rev. Aufl.- Tubingen: Mohr, 1980
6. D.A. Pospelov. Case Control: Theory and Practice. M.: " Nauka " 1986. (in Russian,

Situacionnoe upravlenie: teoriya I praktika).

7. S.P. Nikanorov. Theoretic system constructs for conceptual analysis and design - M.: Koncept, 2008 (in Russian, Teoretiko-sistemnie konstrukti dlya konceptualnogo analiza I proektirovaniya)
8. J. Forrester Urban Dynamics – Pegasus Communications, 1969
9. J. Forrester World Dynamics - Wright-Allen Press, 1971

Andrey Borisovich Bakhur – Head of Research and Education Center, candidate of technical sciences. Research interests: design, system modeling of complex technical systems, system modeling of the body.

Valeriy Alexandrovich Menshikov - General Designer IGMASS project, Professor, Doctor of Technical Sciences. Research interests: the creation of large-scale space groups, monitoring of natural hazards and man-made disasters.

Anatoliy Nikolaevich Perminov - Deputy General Director of JSC "Russian Space Systems", Professor, Doctor of Technical Sciences, until 2011 - Head of the Federal Space Agency. Research interests: the creation of large-scale space groups, address global challenges.

К 50 – летию марсианского проекта С.П. Королева

Марсианский проект С.П. Королева – перспективная цель Российской космонавтики

В. Е. Бугров

РКК «Энергия»

Россия, 101000, Москва, ул. Планерная, 5, корп. 3, 303

«То, что казалось несбыточным на протяжении веков, что еще вчера было лишь дерзновенной мечтой, сегодня становится реальной задачей, а завтра – свершением. Нет преград человеческой мысли!»

С.П. Королев (газета «Правда» от 1 января 1966 года – за одиннадцать дней до кончины).

Вводная часть

Идеи Константина Эдуардовича Циолковского о межпланетном полете получили свое дальнейшее развитие в Советском Союзе вплоть до создания к 1974 году реального фундамента для подготовки экспедиции человека на Марс. Был завершен этап летно-конструкторских испытаний марсианской ракеты Н1, все замечания устранены, две ракеты подготовлены для доставки лунного беспилотного корабля на поверхность Луны для его **отработки как прототипа будущего марсианского**. В Институте медико-биологических проблем на макете тяжелого межпланетного корабля (ТМК) с участием испытателей проведены **годовые наземные испытания** систем жизнеобеспечения. Получен опыт полетов человека в космос. Отработана сборка кораблей на орбите. Создана мощная производственная и испытательная база. На полигоне ЦНИИП-5МО построены уникальные сооружения для работы с крупномасштабными изделиями. На автоматических станциях отработаны этапы межпланетного полета, включая посадку на планеты. **Президент АН СССР М.В.Келдыш**, оценивая степень готовности в 1969 году, дважды **предлагал** отказаться от лунной программы и в 1975 году **выполнить пилотируемый облет Марса**.

Но его не поддержали. У группы бывших заместителей С.П. Королева были другие планы. В 1969 они «заморозили» его программу, а в 1974 году (вместе с В.П.Глушко) – фактически аннулировали советскую межпланетную программу. Запуск двух собранных ракет был запрещен, вся материальная часть и техническая документация были полностью уничтожены.

Под завесой секретности сам факт существования марсианского проекта С.П. Королева десятилетиями скрывался от общественности. Даже постановление правительства 10 декабря 1959 года, утвердившее нашу межпланетную программу, по сей день «спрятано». Один из бывших соратников в своих мемуарах красочно описал, как С.П. Королев проигрывал американцам «лунную гонку», (на самом деле ее никогда не было). СМИ, особенно зарубежные, подхватили этот миф и навязывают его нам в печати и с экранов. В статье обсуждаются некоторые этапы развития отечественной космонавтики [1-6].

Основная часть (хронология работ, расчетные варианты, проблемы, перспективы)

Удалось сохранить свои (в прошлом, совсекретные) рабочие тетради [1]. В них содержатся разработанные мной лично черновики основных проектных документов по марсианскому и лунному проектам. Я был их непосредственным разработчиком. Сохранилась также тетрадь с месячными планами участников работ за период до 1966 года. Эти материалы позволили воспроизвести объективную картину событий того времени в книге «Марсианский проект С.П. Королева» [2].

Как появление, так и уничтожение советской межпланетной программы предопределялось конкретными цепочками событий, выстраивали которые в первом случае С.П. Королев, а в другом его оппоненты, но и в том, и в другом случае они были поддержаны руководством страны.

Первое значимое событие произошло 14 июля 1932 года. Приказом председателя Центрального совета Осоавиахима Группа изучения реактивного движения – ГИРД, образованная по инициативе Сергея Королева, Фридриха Цандера, Михаила Тихонравова и других энтузиастов межпланетных полетов, получила статус первой в стране официальной организации по межпланетным полетам. Она сыграла ключевую роль в обеспечении лидерства нашей страны в космосе.

Подвал дома у Красных ворот в Москве, где располагалась ГИРД, стал колыбелью отечественного ракетостроения и космонавтики. Именно здесь были сделаны самые первые практические шаги к созданию будущих межпланетных ракет и кораблей. Здесь началась практическая разработка летательных аппаратов с ракетными двигателями. Ф.А. Цандер разрабатывает первый ракетный двигатель, С.П. Королев – первый ракетоплан, М.К. Тихонравов – первую ракету на жидком топливе.

Не в подмосковных Подлипках в 1946 году, в недрах НИИ-88, как утверждают некоторые авторы, а здесь, в ГИРД, С.П. Королев начал свой *триумфальный поход в космос*. Здесь он сформировался как Главный конструктор, о котором впоследствии узнает весь мир. Здесь вместе с соратниками он мечтал о межпланетном полете. Здесь начался его совместный творческий путь с М.К. Тихонравовым, во многом предопределивший наши будущие успехи. Через 14 лет С.П. Королев стал главным конструктором первых советских баллистических ракет, а М.К. Тихонравов разработал проект первого космического корабля ВР-190 - прототипа «Востока». Через 25 лет - С.П. Королев стал начальником и главным конструктором ОКБ-1, а М.К. Тихонравов - его замом и начальником отдела № 9 по проектированию космических кораблей и аппаратов. Вместе с Василием Мишиным, другими соратниками и огромной кооперацией они *запустили первый спутник, Гагарина и все, что летало в космос в первое десятилетие космической эры*. В ОКБ-1 они приступили к практическому осуществлению вековой мечты человечества - созданию ракеты Н1 и тяжелого межпланетного корабля для экспедиции на Марс. Назначенный начальником ГИРД С.П. Королев сразу оценил масштаб будущих межпланетных ракет и кораблей и понял, что это - не планеры, которые они с М.К. Тихонравовым строили раньше, что их создание невозможно без активной государственной поддержки. *Он вовлекает в свою деятельность высшее руководство страны, раскрывая возможности и боевого применения реактивной техники*. Следует особо отметить, что успехи советской ракетно-космической техники в первое десятилетие космической эры во многом были предопределены **способностью С.П. Королева донести свои замыслы до**

руководителей государства, а также их способностью услышать и поддержать начинания С.П. Королева. Эффективное взаимодействие С.П. Королева и главы государства позволило четко определить стратегию развития советской ракетной и космической техники.

31 октября 1933 года, после целеустремленных усилий С.П. Королева, с одобрения Сталина, В.М.Молотов подписывает постановление Совета Труда и Оборона о создании первого в мире Реактивного научно-исследовательского института (РНИИ), в котором разрабатываются боевые снаряды, крылатые ракеты, ракетопланы, в том числе, - знаменитая «Катюша». 13 мая 1946 года **Сталин принимает историческое решение по обеспечению обороноспособности страны.** Оно стало образцом комплексного решения сложнейшей научно-технической проблемы государственного масштаба и стартовой площадкой для стремительного развития отечественного ракетостроения. Этому предшествовали предложения С.П. Королева, сделанные правительству, объединить усилия отдельных групп, изучающих в Германии трофейную ракетную технику. Создан институт НИИ-88. С.П. Королев назначен главным конструктором баллистических ракет дальнего действия (БРДД). В итоге работ сданы на вооружение первые боевые ракетные комплексы на базе одноступенчатых ракет, в том числе, разработана ракета Р-5М, способная доставить ядерный заряд массой 1.3 тонны на дальность 12000 км. *13 февраля 1953 года Сталин подписал постановление, утвердившее предложения С.П. Королева о создании следующего поколения – двухступенчатых баллистических и крылатых ракет.* Персональная ответственность за их разработку возлагалась на главного конструктора С.П. Королева и его заместителя В.П. Мишина, а девятнадцати министрам предписывалось своевременное и качественное выполнение заданий, определенных постановлением. *Постановление предопределило появление ракеты Р-7 – знаменитой «Семерки» – первой в мире межконтинентальной баллистической ракеты, способной доставить ядерный заряд в любую точку земного шара.* Была сформирована мощная кооперация предприятий, обеспечивших создание новых боевых ракетных комплексов на базе двухступенчатых ракет. 27 мая 1954 года С.П. Королев обратился к Д.Ф. Устинову с предложением о разработке искусственного спутника Земли. В записке, подготовленной М.К. Тихонравовым, говорилось: «ИСЗ есть неизбежный этап на пути развития ракетной техники, после которого станут возможными межпланетные сообщения». Так видели наше космическое будущее С.П. Королев и М.К. Тихонравов. Созданные на базе ракеты Р-7 ее модификации («Спутник», «Восток», «Молния», «Восход» и «Союз») открыли дорогу в космос искусственным спутникам Земли, автоматическим аппаратам, межпланетным станциям и космическим кораблям. Ракета «Союз» и по сей день остается единственным надежным средством доставки пилотируемых кораблей на околоземную орбиту. С.П. Королев, начальник и главный конструктор ОКБ-1, выделившегося в самостоятельную организацию из состава НИИ-88, 3 апреля 1957 года создает головной проектный отдел № 9 по космическим кораблям и аппаратам. Руководство отделом он поручил давнему соратнику по строительству планеров, совместной работе в ГИРД и в РНИИ, своему единомышленнику – Михаилу Клавдиевичу Тихонравову, добившись его перевода в ОКБ-1 из НИИ-4. С.П. Королев и М.К. Тихонравов (последователи идей К.Э. Циолковского) ставят перед отделом не простую, но ясную задачу – разобраться в комплексе проблем, связанных с осуществлением межпланетного полета человека, определить состав технических средств, необходимых для их последовательного решения. *После запуска первых искусственных спутников Земли начались интенсивные*

проработки возможностей создания ракет и кораблей для выполнения именно межпланетного полета. Ракета Р-7 с третьей ступенью была способна вывести корабль с человеком в космос, но полет на околоземную орбиту был для С.П. Королева важной, но лишь промежуточной ступенью; он рвался в межпланетное пространство. По постановлению 30 июня 1958 года он прорабатывает возможности существенного увеличения грузоподъемности ракеты Р-7 за счет использования *ядерных двигателей*, с целью разогнать корабль с человеком до второй космической скорости, вывести его за пределы земного тяготения и совершить полет в межпланетном пространстве. От ядерных двигателей пришлось отказаться, так как нужна была другая ракета. Ясность цели, проведенные предварительные проработки, оценка возможностей мощной кооперации, созданной при разработке боевых ракетных комплексов, собственный накопленный опыт и благоприятное отношение главы государства, теперь уже Н.С. Хрущева, позволили С.П. Королеву решительно, без тени сомнений, взяться за осуществление дерзновенной мечты всего человечества – *полета человека на другую планету* (а не на Луну). **Эти масштабные планы С.П. Королева сформулированы были всего через 15 лет после окончания Великой Отечественной войны; их серьезность подтверждена постановлениями правительства.**

Постановление СМ СССР № 1388-61810 от 10 декабря 1959 года «О развитии исследований по космическому пространству», принятое правительством через два года после запуска первого спутника, определило не только начальные, но и главные вехи космической эры, начиная с первого полета человека в космос и кончая высадкой на планеты. В постановлении, в частности, предписывалось: ***создать космические ракеты для полета на Марс и Венеру, осуществить первые полеты человека в космос, разработать автоматические и обитаемые межпланетные станции и станции на других планетах.***

Необходимый фундамент для осуществления первых полетов человека в космос, в околоземное пространство к этому времени фактически был создан на основании постановлений 1946 и 1953 годов. Для разработки экспериментального корабля-спутника, будущего «Востока», постановлением 22 мая 1959 года было дополнительно привлечено 123 организации, в том числе 36 заводов.

Для выполнения постановления 1959 года в части, касающейся создания обитаемых межпланетных станций и станций на других планетах, то есть для полетов человека за пределы земного тяготения в околосолнечное пространство, С.П. Королев готовит условия для создания более мощного фундамента. **Предварительные проработки показали, что мощность межпланетной ракеты должна быть на порядок больше, чем у Р-7 (стартовая масса Р-7 – 280 т, Н1 – 2800 т).**

Постановление ЦК КПСС и СМ СССР № 715-296 от 23 июня 1960 года «О создании мощных ракет-носителей, спутников, космических кораблей и освоении космического пространства в 1960-1967 годах» предписывало проведение работ по созданию новой космической ракетной системы со стартовой массой 1000-2000т, обеспечивающей вывод на орбиту вокруг Земли **тяжелого межпланетного корабля массой 60–80 тонн.** Содержание работ конкретизировано в приложениях, в частности: в приложении №1 – «План проектных и экспериментальных работ по созданию объекта «Н» (Ракета Н1), в приложении № 3 – «План проектных и экспериментальных работ по созданию тяжелых межпланетных кораблей».

В соответствии с постановлением в отделе Сергея Сергеевича Крюкова разрабатывался проект четырехступенчатой ракеты Н1. Три ступени ракеты выводили на околоземную

орбиту 75-тонный полезный груз, в составе которого был 15-тонный тяжелый межпланетный корабль (ТМК) и четвертая ступень ракеты Н1– 60-тонный водородный ракетный блок (СР), способный вывести ТМК в межпланетное пространство.

В отделе М.К. Тихонравова с 1959 года одновременно проектировались два космических корабля: корабль «Восток» для осуществления первого полета человека вокруг Земли и тяжелый межпланетный корабль (ТМК) для осуществления экспедиции на Марс. В то же время разрабатывались автоматические аппараты и станции для полетов в околоземное пространство, к Луне, Марсу и Венере; их назначение: отработать элементы будущей экспедиции на Марс и подготовить проникновение человека сначала в околоземное, а затем и в окосолнечное пространство.

Проектирование ТМК проходило в секторе Глеба Юрьевича Максимова. Сам корабль ТМК разрабатывался как комплекс средств, обеспечивающих *автономный трехлетний полет* в межпланетном пространстве экипажа из трех человек. Выводить ТМК с разгонным блоком на ЖРД на околоземную орбиту предполагалось одной ракетой Н1. Связка ТМК с разгонным блоком позволяла вывести корабль в межпланетное пространство и выполнить без посещения Марса первый в мире полет человека вокруг Солнца. Вырваться за пределы земного тяготения было главной целью С.П. Королева. Основное наше внимание было направлено в первую очередь на поиск оптимальной компоновки ТМК. Главным фактором, определявшим облик и конструкцию, являлась длительная невесомость. Бороться с ней пытались путем создания искусственной тяжести за счет вращения корабля вокруг центра масс. Жилые и часто посещаемые отсеки старались разместить на максимальном удалении от центра вращения. Разумным тогда представлялось расстояние в 10–12 метров. В ЛИИ была создана экспериментальная установка с комнатой, вращающейся на плече 10м. Впоследствии от искусственной тяжести отказались. Следующим важным фактором была необходимость обеспечения экипажа пищей, водой и воздухом. Запасы их для трех человек на 2–3 года полета имели неприемлемые весовые характеристики. Снизить их можно было только за счет воспроизводства всех компонентов на борту. Для этого разрабатывался специальный замкнутый биолого-технический комплекс (ЗБТК), призванный обеспечить круговорот веществ, потребляемых и выделяемых экипажем, по существующей в наших земных условиях схеме. Основой процесса круговорота веществ в ЗБТК являлся фотосинтез, поэтому была спроектирована оранжерея, где предполагалось выращивать различные культуры. Растения планировалось размещать на компактных стеллажах, на гидропонике, а корни помещать в специальные капсулы, к которым подводится питательный раствор. Для освещения растений на первых этапах проектирования использовали концентраторы солнечного потока цилиндрической формы, расположенные вдоль корпуса корабля с двух сторон под определенным углом. При ориентации их на Солнце отраженный и сжатый ими солнечный поток в концентрированном виде вводился в корабль через щелевые иллюминаторы, расположенные вдоль корпуса, где распределялся между потребителями. В состав ЗБТК также входили хлорельный реактор, ферма с животными (кроликами или курами), от которых впоследствии отказались, и система утилизации отходов с запасами реактивов. Корабль в начале 1962 года представлял собой пятиэтажный цилиндр (Рис.1,2). Каждый этаж имел определенное функциональное назначение, с различными отсеками. Жилой отсек - с расположенными в нем тремя индивидуальными каютами для экипажа, туалетами, пленочными душевыми, комнатой отдыха с библиотекой микрофильмов, кухней и столовой. Рабочий отсек - с рубкой для ежедневного контроля и управления всеми системами ТМК, мастерской, медицинским

кабинетом с тренажерами, лабораторией для проведения научно-исследовательских работ и надувным внешним шлюзом. Биологический отсек - с размещенными в нем стеллажами с растениями, светораспределительными устройствами, арматурой для подачи питательных растворов, клетками животных, хлорельным реактором, емкостями для хранения урожая, частью арматуры и оборудования ЗБТК. Приборно-агрегатный отсек, в котором была сосредоточена основная масса приборов, аппаратуры и арматуры всех систем ТМК. Он же являлся радиационным убежищем. С внешнего торца ТМК располагался спускаемый аппарат (СА) для возвращения экипажа на Землю, который стыковался своим люком к люку в корпусе ТМК, расположенному в специальной сферической нише. На днище СА устанавливалась корректирующая двигательная установка (КДУ) с запасом топлива и частью аппаратуры. Закрывая сферическую нишу, вместе с размещенным в ней оборудованием, они увеличивали радиационную защиту экипажа. На орбите искусственного спутника земли (ОИСЗ) спускаемый аппарат имел возможность с помощью КДУ автономно маневрировать и приземляться при возникновении нештатных ситуаций. В проекте экспедиции (с высадкой на поверхность Марса) стартовая масса экспедиционного комплекса на околоземной орбите должна увеличиться более, чем на порядок. Чтобы собрать комплекс такой массы, необходима сборка на орбите, и **С.П. Королев уже в 1959 году поручает** проектантам **разрабатывать сборку на орбите кораблей «Восток»**. На первых этапах проектирования прорабатывался проект, в котором для разгона комплекса такой массы с околоземной орбиты к Марсу и для последующих маневров предполагали использовать электрореактивную двигательную установку с ядерным реактором (ЯЭРДУ). В ней в результате ядерной реакции горючее (окислитель при этом не требуется) превращается в высокотемпературный газ, истечение которого из сопла с очень высокой скоростью создает тягу. ЭРДУ создает значительно меньшую по сравнению с ЖРД тягу. Но за счет длительного включения может, постепенно наращивая скорость, раскручивая комплекс по спирали в течение нескольких месяцев в околоземном пространстве, обеспечить его разгон к Марсу. Так же могут быть выполнены операции по переходу на орбиту спутника Марса, при старте к Земле, при возвращении на исходную околоземную орбиту. С.П. Королев поручил проработку варианта экспедиции с использованием ЯЭРДУ сектору Б.А. Адамовича. В тот период не было достоверно известно, что при длительном полете корабля во время его раскрутки по орбитам вокруг Земли, проходящим через радиационные пояса Земли, экипажу грозит опасность получить до 50-ти летальных доз. Этот проект разрабатывался до лета 1962 года. В итоге Б.А. Адамович пришел к выводу о нецелесообразности использовать электрореактивную двигательную установку (ЭРДУ) в пилотируемом полете к Марсу, и этот вариант экспедиции был отклонен С.П. Королевым. Но нужно заметить, что многих разработчиков ЭРДУ подкупала более высокими энергетическими характеристиками, чем ЖРД. Так, по удельному импульсу (параметр, определяющий количество топлива, необходимого для разгона объекта до определенной скорости) ЭРДУ значительно превосходит ЖРД, а значит, требует меньших запасов топлива. Это вдохновляло «дилетантов», не обладавших требуемым уровнем профессионализма и «не обременявших» себя весовыми расчетами, «рисовать» на поверхности красной планеты «армады стотонных внедорожников», а ответ на вопрос, как они попадают на Марс, был прост: с помощью ЭРДУ. Эти «иллюзии», к сожалению, положены в основу многих ошибочных проектов с ЭРДУ не только прошлого, но и нашего века. В мае 1962 года Сергей Павлович подписал

эскизный проект по ракете-носителю Н1, состоявший из 29 томов и восьми приложений. Летом предполагалось представить его экспертной комиссии под председательством президента Академии наук СССР М.В. Келдыша. В начале июня 1962 года С.П. Королев дал нам указание подготовить «План освоения Марса и Венеры», и мне было поручено подготовить его проспект [1]. При согласовании его содержания с М.К. Тихонравовым, поскольку поручение предполагало рассмотреть варианты осуществления экспедиции, я высказал сомнения по поводу перспектив создания в приемлемые сроки и применения ЭРДУ. Михаил Клавдиевич разделял эти сомнения, и они по его совету были отражены в проспекте. Проспект был представлен С.П. Королеву для предварительного ознакомления. Вернувшись от С.П. Королева, Михаил Клавдиевич показал мне написанную главным конструктором записку, которая имела принципиальное значение. Ее текст сохранился в рабочей тетради [1].

Содержание записки:

- «1. В первую очередь Луна, Марс.*
- 2. Венеру изучать сравнительно в небольшой степени перед посадкой.*
- 3. Перелет человека на планеты должен быть сделан:*
 - а) в минимальное время,*
 - б) с минимальной затратой средств.**Это обеспечивается минимальным комплексом кораблей.*
- 4. Задачи освоения Луны и Марса различны.*
- 5. Первая задача – проектирование корабля для большой экспедиции с возвращением.*
- 6. Это возможно:*
 - а) на базе сборки, б) с ЭРДУ, в) с ЗБТК.*
- 7. Для безопасности полета рассматривать два случая:*
 - а) после посадки невозможен старт,*
 - б) при подлете невозможна посадка.*
- 8. Облетный вариант не нужен.*
- 9. Нужно дублировать следующие трудности:*
 - а) Нет ЭРДУ – вариант с жидкостными двигателями.*
 - б) Нет ЗБТК – вариант с запасами.*
 - в) Сборка –*

По пункту в): 1. Возможно, потребуется облет, не по соображениям науки и техники.

2. Идти на риск посадки на Марс без возвращения на том же корабле (экспедиция из минимального числа людей ждет следующий корабль).

Таким образом: Можно делать облетный, но он должен быть элементом сборного!!!

Нужно проектировать элементы».

В соответствии с указаниями в записке С.П. Королева необходимо было провести анализ возможности осуществления марсианской экспедиции с использованием ЖРД в различных схемах полета и выбрать оптимальную. Расчеты проводились по формуле Циолковского на логарифмической линейке. Пришлось просчитать 17 схем. С учетом двух вариантов опорных орбит у Марса – 34, вариаций по трем значениям удельной тяги (315, 350, 440 кгс/кг) и по четырем значениям коэффициента воспроизводства

продуктов в ЗБТК (от полного воспроизводства до полных запасов) пришлось просчитать 408 вариантов. Для всех схем и вариантов были определены исходные весовые характеристики перед стартом на околоземной орбите и на всех этапах полета [1].

Расчеты показали, что на ОИСЗ стартовая масса экспедиционного комплекса, использующего на всех этапах ЖРД, находится в пределах 1200-2000 тонн. Первой мерой по снижению начальной массы является отказ от торможения ТМК для перевода его на ОИСЗ при возвращении от Марса. При подлете к Земле от ТМК должен отделиться возвращаемый аппарат с экипажем, войти в атмосферу со второй космической скоростью и совершить посадку. Обсуждая параметры входа возвращаемого аппарата в атмосферу Земли, мы обратили внимание на то, что его траектория не должна выходить за пределы заданного, весьма узкого, коридора. В противном случае аппарат ждут недопустимые нагрев и перегрузки, либо он, «чиркнув» по верхним слоям атмосферы и потеряв скорость на неопределенную величину, уйдет в полет по нерасчетной траектории. Возник вопрос: можно ли скорректировать параметры коридора так, чтобы после «чирканья» траектория стала расчетной, но не для посадки аппарата на Землю, а для перевода его на заданную орбиту спутника. Сама идея торможения в атмосфере планеты была не моя, ее высказывали Ю.В.Кондратюк и Ф.А. Цандер. Но идея использовать торможение в атмосфере Марса для снижения скорости движения экспедиционного комплекса до величины, достаточной для перехода на орбиту спутника Марса, была весьма заманчивой. В тормозном ракетном блоке масса топлива могла составлять до 60 % массы всего комплекса. Отказ от тормозного блока мог более чем вдвое уменьшить стартовую массу комплекса. Предварительные расчеты показали, что это возможно [1]. Идея понравилась М.К. Тихонравову, и он рассказал о ней С.П. Королеву. По его указанию для дальнейшей проработки были выданы задания нашим аэродинамикам и в ЦАГИ. Процесс проектирования и расчётов активно продолжался. Схема приобрела следующий вид. После каждого погружения до высоты 70–100 км на время порядка 100 секунд комплекс переходит на вытянутую эллиптическую орбиту. В ее апогее проводится *ювелирная, с малыми затратами*, коррекция для обеспечения требуемой глубины следующего погружения в атмосферу. Высота апогея последующих эллиптических орбит постепенно уменьшается, примерно после седьмого погружения высота апогея эллиптической орбиты становится равной высоте будущей круговой орбиты. В ее апогее выдается небольшой разгонный импульс, и комплекс переводится на круговую орбиту, исключая последующее погружение. После одобрения схемы с аэродинамическим торможением С.П. Королевым, мы приобрели «букет» новых проблем. Экспедиционный комплекс при прохождении марсианской атмосферы будет испытывать нагрузки от скоростного напора и нагрев, допустимые пределы которых весьма ограничены из-за большого количества внешних элементов. Поэтому размеры, форма и прочность элементов должны быть рассчитаны на эти новые условия или защищены от их воздействия. Все это потребовало разработок новых компоновочных схем. В 1962 г. был проработан эскиз компоновки марсианского комплекса в варианте с аэродинамическим торможением [1]. Проектирование сводилось к конструктивной увязке многих новых противоречивых требований. В первую очередь внимание было уделено разработке различных вариантов жесткого экрана, который мог служить защитой внешних элементов комплекса от воздействия скоростного напора и одновременно мог обеспечить ему необходимое торможение при прохождении

марсианской атмосферы. Форма защитного экрана была выбрана в виде зонтика большого диаметра, расположенного на лобовом торце комплекса и обращенного выпуклой стороной в сторону набегающего потока. Однако это делало комплекс неустойчивым, поэтому для большей устойчивости его аэродинамической конфигурации хотелось придать вид «бадминтонного волана». С этой целью планетный посадочный комплекс значительной массы был вынесен за лобовую поверхность тормозного экрана, чтобы обеспечить приемлемую центровку комплекса при движении в марсианской атмосфере. Этим также обеспечивалось беспрепятственное отделение посадочного комплекса для спуска на поверхность планеты. Вместе с ним отделялась и ненужная на орбите силовая часть тормозного экрана, что повышало эффективность его торможения в атмосфере при спуске. Солнечные концентраторы также проектировались в форме зонтика диаметром 15–20 м, расположенного вокруг отсека оранжереи. Внутренняя его поверхность, ориентированная на Солнце, выполнялась в виде отдельных секций. Форма поверхности каждой секции представляла собой часть параболоида с собственным фокусом, расположенным на обечайке отсека оранжереи (в этом месте для каждой секции устанавливался свой иллюминатор). Общее число секций с иллюминаторами предполагалось от 12 до 24. Солнечный поток попадал на секции, отражался ими, концентрировался и направлялся через иллюминаторы внутрь корабля, где с помощью линз Френеля и пленочных отражателей распределялся по потребителям. Концентратор вместе с оранжереей желательно было располагать на торце комплекса, вогнутой стороной наружу для ориентации на Солнце. Но, будучи самой ажурной конструкцией, он, в первую очередь, требовал защиты от скоростного напора и поэтому был конструктивно объединен с тормозным защитным экраном, форма которого была геометрически совмещена с формой концентратора и приближена к параболоиду.

С целью дальнейшего улучшения центровки рядом с посадочным комплексом предполагалось разместить разгонный блок, также имеющий значительную массу. Однако это вступало в противоречие с другими соображениями. Спускаемый аппарат с корректирующей двигательной установкой должен был располагаться с противоположного торца комплекса, обеспечивая тем самым возможность экстренного отделения на околоземной орбите (в нештатных ситуациях) и безопасность экипажа. Разгонный блок с большим запасом топлива, скомпонованный в единый блок со спускаемым аппаратом, мог значительно повысить маневренные возможности СА, в том числе, - обеспечить при необходимости возвращение его с экипажем на Землю после разгона комплекса с ОИСЗ на траекторию полета к Марсу. В пользу этого варианта было и то, что размещение разгонного блока рядом с посадочным комплексом не допускает его включение для проверки перед стартом с ОИСЗ и для коррекции траектории полета к Марсу. А при его включении для старта с орбиты искусственного спутника Марса (ОИСМ) к Земле экипаж в СА будет находиться в перевернутом положении. *Приведенные соображения – лишь незначительная часть противоречивых требований, которые пришлось увязывать при выборе оптимальной компоновки марсианского комплекса. Сюда же можно отнести и размещение панелей солнечных батарей площадью 85 м^2 , радиаторов и жалюзи системы терморегулирования площадью 34 м^2 , антенн, обеспечение необходимых полей зрения оптических датчиков системы ориентации, зон действия двигателей ориентации, взаимное расположение обитаемых отсеков, выбор оптимального соотношения диаметра и длины комплекса и многое другое.* Увязка всех этих проблем позволила оптимизировать облик экспедиционного комплекса в следующем виде. Марсианский пилотируемый ракетно-

космический комплекс МПРКК (Рис.3) состоял из двух основных частей. Межпланетный ракетный комплекс МРК, в составе трехступенчатой ракеты-носителя Н1 (Рис.4), технического, стартового комплексов и других наземных сооружений, обеспечивал подготовку, старт и выведение на околоземную монтажную орбиту семидесятипятитонных блоков. Марсианский пилотируемый космический комплекс МПРКК (Рис.5) массой 400–500 т – для полета экипажа из трех человек к красной планете, высадки на ее поверхность двух космонавтов и возвращения экипажа на Землю, *собирался на орбите из блоков, доставленных ракетой Н1*. Для его сборки на орбите (Рис.6) был предусмотрен монтажный отсек сферической формы с шестью или восемью стыковочными узлами. К нему с одной стороны стыковались марсианский орбитальный комплекс (МОК) и марсианский посадочный комплекс (МПК), с другой – разгонный ракетный комплекс (РРК), состоящий из центрального и 4-6 боковых модулей, который обеспечивал старт МПРКК с монтажной орбиты и выведение его на траекторию полета к Марсу. В состав МОК входили тяжелый межпланетный корабль (ТМК) и разгонный ракетный блок (РРБ) для разгона ТМК с орбиты спутника Марса на траекторию полета к Земле. Блок, в котором размещался экипаж из трех человек при полете к Марсу и обратно, представлял собой единую конструкцию и понимался как собственно ТМК. В его состав входили орбитальный модуль, корректирующая двигательная установка и возвращаемый на Землю аппарат (ВА) массой 2,1 тонны, т. е. около 0,5% от начального веса комплекса. Посадочный комплекс состоял из тормозных и посадочных устройств, посадочной ракеты и марсианского корабля (МК) с двухступенчатой взлетной ракетой и капсулой возвращения. Сборка на орбите комплекса должна была обеспечиваться специальными бригадами космонавтов из числа опытных специалистов ОКБ-1, головного завода и космодрома. Бригады планировалось доставлять на орбиту на кораблях «Союз», размещать в специальном жилом блоке, а по завершении работ возвращать на Землю. Экипаж прибывал на ТМК заранее и лично проводил проверку всех систем корабля, а перед стартом занимал место в спускаемом аппарате, откуда мог управлять всеми динамическими операциями. Экспедиция должна была проходить по следующей схеме. Разгон к Марсу с ОИСЗ обеспечивался жидкостными ракетными двигателями. При возникновении аварийной ситуации на любом этапе разгона с ОИСЗ к Марсу экипаж, находясь в спускаемом аппарате, имел возможность отделиться от комплекса вместе с корректирующей двигательной установкой и марсианским разгонным блоком и вернуться на Землю. После выведения с околоземной орбиты на траекторию полета к Марсу и отделения отработавшего разгонного ракетного комплекса Марсианский комплекс осуществлял автономный полет, постоянно поддерживая ориентацию на Солнце и связь с Землей. Переход на орбиту спутника Марса выполнялся за счет аэродинамического торможения комплекса в марсианской атмосфере. На орбите спутника Марса после необходимых проверок и подготовки два члена экипажа перемещались в капсулу марсианского корабля. Посадочный комплекс отделялся от орбитального, осуществлял сход с орбиты, спуск в атмосфере, торможение и посадку. Завершив пребывание на поверхности планеты, экипаж располагался в капсуле возвращения, стартовал, выводился на исходную орбиту, стыковался с орбитальным комплексом, и космонавты возвращались на ТМК. При старте к Земле они занимали места в спускаемом аппарате, который при подлете к ней отделялся от ТМК и, осуществляя управляемый спуск в атмосфере, приземлялся. Описанный марсианский проект с ЖРД был представлен на рассмотрение экспертной комиссии. В качестве демонстрационных

материалов были подготовлены шесть плакатов. На них были отражены схемы осуществления экспедиции, конструктивное решение внутренней компоновки ТМК, общий вид марсианского комплекса перед стартом с ОИСЗ для разных схем, компоновка межпланетного комплекса в варианте с аэродинамическим торможением. В процессе проработок были уточнены весовые сводки ТМК и посадочного комплекса (Рис. 7)., проведена сравнительная оценка вариантов с тормозным блоком и с аэродинамическим торможением, подтвердившая его преимущество (Рис. 8). При подготовке к комиссии С.П. Королев рассмотрел материалы по варианту экспедиции с ЭРДУ и отклонил его, поскольку он существенно проигрывал по массовым характеристикам варианту с ЖРД с аэродинамическим торможением. «План освоения Марса и Венеры» был представлен на большой таблице. В ней были показаны **четыре этапа освоения**: первые полеты автоматических аппаратов к планетам, исследование планет с их помощью, облеты планет человеком с дистанционным зондированием с орбиты и экспедиции на планеты. Для каждого этапа задачи разбивались по годам, определялись средства для их решения, аппараты, эскизы их компоновки, схемы и время полета, типы ракет-носителей и двигательной установки для выведения на межпланетную траекторию, стартовый вес на околоземной орбите и весовые характеристики на этапах полета. В дополнение к «Плану освоения...» была составлена таблица, в которой рассматривались проблемы предстоящего межпланетного полета и были показаны средства и способы их решения. Итоги работ были представлены в кратком отчете: «Анализ возможности осуществления экспедиции на Марс с использованием ЖРД» (инв.№ П-583). Результаты расчетов по различным схемам осуществления экспедиции для удобства сравнительного анализа были сведены в таблицу, в которой показаны весовые характеристики межпланетного комплекса на всех этапах полета для всех схем с учетом принятых вариаций. Черновик таблицы из тетради в [1].

В отчете были сформулированы следующие выводы:

- 1. Исходный вес межпланетного комплекса на ОИСЗ для различных схем полета находится в диапазоне 1200–2000 тонн.**
- 2. Оптимальная схема – с доставкой на ОИСМ всего комплекса и со спуском на поверхность планеты возвращаемого аппарата минимальной массы.**
- 3. Возвращение экипажа на Землю должно происходить в спускаемом аппарате, без выхода на ОИСЗ, со второй космической скоростью.**
- 4. Наивыгоднейший вариант – с аэродинамическим торможением для выхода на ОИСМ; это позволит в 2–3 раза снизить стартовый вес на ОИСЗ.**
- 5. Главный вывод: тяжелый межпланетный корабль – основной элемент экспедиционного комплекса независимо от схемы экспедиции – необходимо создавать и отрабатывать на Земле и на ОИСЗ как тяжелую орбитальную станцию (ТОС).**

В июле 1962 года в зале ОНТИ в ОКБ-1 собралась весьма представительная экспертная комиссия для рассмотрения эскизного проекта ракеты Н-1 – основы марсианской экспедиции. Доклад С.П. Королева был очень ровным и спокойным. Он подчеркнул, что представляет *только эскизный проект ракеты Н1, а проекты остальных элементов программы требуют дальнейшей серьезной проработки*. Марсианское назначение носителя Н1 не акцентировалось – она представлялась как ракета

многоцелевого назначения, в том числе для решения комплекса оборонных задач. Об экспедиции на Марс он сказал очень кратко, но отметил, что она рассматривается с использованием ЖРД. У меня сложилось впечатление, что Сергей Павлович не ставил перед собой задачи вызвать большой интерес к марсианской теме и, по-моему, достиг этого. Думаю, у многих сложилось впечатление, что за нашими красивыми марсианскими плакатами нет никаких реальных проработок. Даже некоторые заместители С.П. Королева, не участвовавшие в наших работах, как оказалось в дальнейшем, восприняли марсианские материалы как весьма далекую перспективу. **Ведь все исследования и расчеты проводились тогда в обстановке повышенной секретности.** Наша работа не афишировалась и не обсуждалась в курилках, а на совещаниях или не упоминалась, или не воспринималась всерьез людьми, не имевшими к ней непосредственного отношения. Хочется еще раз подчеркнуть, что причина такой закрытости марсианской программы кроется не только в повышенной секретности. С.П. Королев опасался недобросовестной преждевременной критики в высших правительственных кругах со стороны главных своих оппонентов – В.П. Глушко, В.Н. Челомея и М.К. Янгеля. Обстановка в тот период наверху была очень сложная. Шла жестокая «война» за тяжелый носитель, а значит, и за лидерство в перспективных космических программах. Лишняя публичная бравада марсианской темой могла вызвать негативную реакцию оппонентов, а затем и Н.С. Хрущева. О действительных намерениях С.П. Королева красноречивее моих черновиков свидетельствуют его известные заметки по ТМК и ТОС. Эти записи поражают широтой видения всех проблем межпланетного полета и вместе с тем - глубиной проникновения в их суть. А ведь сделаны они были всего через два месяца после заседания комиссии, после которого у многих участников, как например, у Б.Е. Чертока, сложилось впечатление, что главная задача – это Луна, а значит, – «лунная гонка». В итоге, летом 1962 года все предложения, доложенные С.П. Королевым на заседании экспертной комиссии, были одобрены. Нужно подчеркнуть, что это **был одобрен перспективный взгляд в будущее, а не проекты по конкретным направлениям.** В частности, проработки по экспедиции на Луну, сделанные нашими проектантами за два дня к заседанию, в состав материалов, подлежащих утверждению, не включались. **Марсианский проект, хотя и не был особо выделен С.П. Королевым в докладе, вошел в состав эскизного проекта по ракете Н1, в приложение № 1, и был утвержден председателем межведомственной комиссии – президентом АН СССР М.В. Келдышем. На сегодня это единственный официальный проект экспедиции на Марс, выполненный в соответствии с постановлениями правительства и утвержденный назначенной правительством экспертной комиссией.** Решение комиссии Келдыша было закреплено постановлением правительства от 24 сентября 1962 года, которое утвердило технические характеристики ракеты Н1. Это давало возможность начать изготовление ракеты Н1, приступить к строительству сооружений на космодроме Байконур. В 1963 году по инициативе С.П. Королева был создан Институт медико-биологических проблем (ИМБП), основной задачей которого была разработка систем жизнеобеспечения для длительных межпланетных полетов. Таким образом, проектные проработки по марсианской экспедиции, проведенные в отделе М.К. Тихонравова в 1960–1964 годах, полностью подтвердили правильность принятого С.П. Королевым в июле 1962 года решения ориентироваться на **жидкостные ракетные двигатели** вместо ЭРДУ. Это избавляло от проблем, связанных с созданием ЭРДУ, которые не решены до сих пор, а с учетом аэродинамического торможения обеспечивало преимущество в

сравнении массовых характеристик. К лету 1964 года были проведены углубленные проработки конструктивного облика марсианского комплекса и его весовых характеристик. Подготовлены исходные данные на разработку макета ТМК для экспериментальной наземной отработки в ИМБП, а также на разработку тяжелой орбитальной станции (ТОС) для отработки ТМК на околоземной орбите. В целом по проекту были подготовлены все необходимые материалы для привлечения к работам широкой кооперации смежных организаций. Постановление 3 августа 1964 года определило приоритетной лунную программу. Это постановление Н.С. Хрущева, «спровоцированное» конкурентами С.П. Королева, поручало, в первую очередь, В.Н. Челомею осуществить облет Луны в 1967 году (раньше американцев), что в случае успеха делало его новым лидером в космонавтике (у него работал сын Н.С. Хрущева). С.П. Королеву вторым пунктом поручалась высадка на Луну, но марсианская программа не отменялась, и он объединил их в одну программу. Нужно заметить, что американцы занимались лунной программой с 1961 года. А у нас первые чертежи лунного корабля Сергей Павлович смотрел за моим кульманом в октябре 1964 года. Так что «лунная гонка» - это нелепые выдумки (но не журналистов ...). После кончины С.П. Королева в 1966 году его первый заместитель с 1946 года Василий Павлович Мишин продолжил работы. *В 1969 году начались летные испытания ракеты Н1. В 4-х запусках были подтверждены ее высокие летные характеристики, хотя запуски заканчивались аварийно из-за неотработанности двигателей после их модернизации под лунную программу.* К 1974 году все замечания на ракете были устранены, требуемая надежность двигателей была обеспечена, и, по мнению всех участников подготовки, пятый пуск должен был быть успешным. С 1968 года в Институте медико-биологических проблем на макете тяжелого межпланетного корабля проводились испытания систем жизнеобеспечения в условиях, имитирующих межпланетный полет, с участием испытателей. Итог таков: Постановление 1959 года в части, касающейся создания фундамента для осуществления межпланетных полетов, к 1974 году фактически более чем на 50% было успешно выполнено, а у всех участников было стремление добиться успеха. По мнению М.В. Келдыша, предлагавшего в 1969 году отказаться от высадки на Луну и сосредоточить усилия на марсианском проекте, мы могли в 1975 году осуществить пилотируемый облет Марса. А Мстислав Всеволодович, как известно, «считать умел». Однако в конце 1969 года специалисты по системам управления из ОКБ-1, воспользовавшись замешательством в правительстве после высадки американцев на Луну и аварии при запуске ракеты Н1, загорелись «идеями» создать впервые в мире долговременную орбитальную станцию. Идея была «элементарная» – состыковать на орбите корабль «Союз» («Союзы» уже стыковались) с корпусом станции «Алмаз», взяв его у В.Н. Челомея, и установив в нем ответную аппаратуру другого «Союза». Цель у специалистов была простая – изменить в свою пользу программу космического развития С.П. Королева. Без обсуждения с В.П. Мишиным идею представили секретарю ЦК Дмитрию Устинову, при этом дезориентировали его, пообещав создать станцию за год и не в ущерб основным работам. В.П. Мишин и В.Н. Челомей возражали: в ОКБ-1 был разработан 100-тонный многоцелевой орбитальный комплекс (МОК), в ОКБ-52 - военная станция «Алмаз». Д. Устинов соблазнился обещанными быстрыми успехами и «заставил» В.П. Мишина заниматься станциями. На этой почве возник долговременный конфликт... Когда затея «провалилась», специалисты, чтобы уйти от ответственности, написали в ЦК «клеветнический донос», в котором свои просчеты свалили на В.П. Мишина и предложили отстранить его от должности. Их поддержал Валентин Глушко, который

не мог смириться с тем, что на ракете Н1 стояли не его двигатели. 23 апреля 1974 года Валентин Глушко занял место В.П. Мишина и самолично запретил запуски двух подготовленных ракет Н1 с новыми **надежными двигателями Н.Д.Кузнецова**. Вся материальная часть, производственные заделы для ракет и лунных кораблей, гигантское наземное оборудование и вся техническая документация по советской межпланетной программе были полностью «аннулированы». Инициаторы смены курса сделали все, чтобы страна не знала о существовании **советской межпланетной программы**. Сведения о 15-летних усилиях сотен тысяч тружеников, участвовавших в работах по реализации марсианского проекта, десятилетиями упорно замалчивались, а затем были представлены в СМИ бывшими соратниками как намерения С.П. Королева обогнать американцев в «лунной гонке», которой на самом деле не было... В книге «Пилотируемая экспедиция на Марс» [4] прямо утверждается, что С.П. Королев в 1959-1966 годах экспедицией на Марс не занимался, а в мемуарах [3] «Лунная гонка» утверждается, что С.П. Королев в это самое время «проигрывал Вернеру фон Брауну лунную гонку», неправильно выбрав проектные параметры ракеты Н1. Уважаемых авторов не смущает несуразность этих «мифов»: получается, что С.П. Королев, мечтавший смолоду о межпланетных полетах, посвятивший им свою жизнь, добился двух постановлений правительства, которые поручали ему осуществить экспедицию на Марс, но тут же «забросил» это направление и – «погнался за американцами на Луну».

Заключительная часть

Прошло полвека после того, как марсианский проект С.П. Королева был утвержден. На сегодня альтернативы ему не существует. После первого в мире нашего искусственного спутника Земли (1957 г.), после первого в мире полета нашего человека в Космос (1961 г.) ответ очевиден – приоритетом должен быть **первый в мире межпланетный полет нашего человека на Марс**. Полет на Марс – это цель, которая реально может быть достигнута. Более того, эта цель уже была намечена в свое время блестящими теоретиками и практиками нашей космонавтики – К.Э. Циолковским, Ф.А. Цандером, С.П. Королевым, М.К. Тихонравовым, М.В. Келдышем. И она была подкреплена двумя Постановлениями Правительства. В заключение, обсуждая перспективы российской космонавтики, которые «весьма туманны», выделим 5 вариантов.

Первый. Прекратить пилотируемые полеты, обосновав это тем, что мы уже 40 лет возим на орбиту зарубежных друзей, затраты не малые, польза не большая.

Второй. Продолжить работать «таксистами и сантехниками» в американской космической гостинице с перспективой «неизбежного увольнения».

Третий. Лететь на Марс на электрореактивных двигателях. У всех проектов с ЭРДУ проблемы с весовой сводкой. Так, в той же книге «Пилотируемая экспедиция на Марс», выпущенной Российской академией космонавтики им. Циолковского, представлен современный российский проект экспедиции на Марс. В табличке – весовые характеристики. Масса комплекса (для осуществления экспедиции на Марс) на ОИСЗ – 366 тонн, и рядом аккуратно написано «без посадки». Других цифр нет. Но без посадки это – не экспедиция на Марс, это – облет. Я напомним, что в 1969 году президент академии наук М.В. Келдыш предлагал отказаться от высадки человека на Луну и осуществить в 1975 году облет Марса на двух носителях Н1. Два носителя Н1 – это 190 тонн, а не 366. Проект с ЭРДУ в два раза проигрывает проекту с ЖРД. Но кто-то тогда убедил Президента Д.А. Медведева выделить 17 млрд. руб. на разработку ЭРДУ. Я не хочу сказать, что они вообще не нужны, но «...для пилотируемых полетов плазменные

двигатели не нужны – мы все задачи можем решить на химии» – это сказал В.П. Глушко еще в 1987 году после долгих размышлений по этому поводу.

Четвертый. Создать лунную базу. Попытка обосновать целесообразность создания, сделана в двух книгах «Космонавтика XXI века» и «ЛУНА – шаг к технологиям освоения Солнечной системы» [5,6]. Редакторы книг академики Борис Черток и Виктор Легостаев. В 1969 году они были инициаторами создания станций на орбите, а теперь на Луне, поскольку программа МКС «приближается к закату». Исходная позиция в прогнозе академика Б.Е. Чертока на 2101 год: «Полет на Марс не нужен. Вместо Марса всемирное космическое агентство займется спасением Земли, человеческой цивилизации, от катастрофического глобального потепления с помощью солнечно-парусных кораблей барражирующих в зоне точек либрации между Землей и Солнцем. Строительство кораблей будет осуществляться до конца XXI века на мощной промышленной базе на Луне из местных ресурсов. Это позволит уже в XXII веке регулировать климат Земли из космоса». Это – как отправная точка. Правда, автор обладал чувством юмора и написал, что этот маловероятный прогноз базируется не на науке, а на политической фантастике. Тем не менее, эта политическая фантастика была продолжена и во второй книге. Солнечно-парусный корабль для управления климатом и спасения человечества от смертоносных солнечных лучей в XXII веке представляется специалистам в виде «шторки», масса которой – 56 миллионов тонн (!!!), и диаметр – от Питера до Астрахани (!!!), точнее - 1 800 км. Для решения мировых энергетических проблем предлагается передавать энергию на Землю из космоса с помощью солнечных электростанций и 5-ти тысяч 100-тонных спутников-ретрансляторов диаметром 1 км. общей массой 160 млн. тонн (!!!), размещенных в точках либрации и на стационаре, куда их 30 лет должны будут развозить 42 электрореактивных буксира.

Вывести в Космос эти 216-ти млн. с Земли накладно (нужно до конца века каждый день запускать по 400 ракет типа «Протон»). На Луне 216 млн. тонн будут весить всего 33 млн. тонн; вот специалисты и решили запускать их с Луны, и изготовить там, на лунной базе из местных ресурсов. А большой промышленный город с домнами, прокатными станами, заводами, филиалами головных предприятий, с космодромом типа Байконур «вырастить на Луне из рассады». Но следует отметить, весовую сводку этого города и количество запускаемых в день «Протонов» для доставки его на Луну специалистам подсчитать не удалось, поэтому «затею с лунной базой» нельзя считать проектом.

И, наконец, пятый. Лететь на Марс на ЖРД. То, что марсианскому проекту С.П. Королева нет альтернативы, – очевидный факт. Но почему этот факт так упорно десятилетиями не признают уважаемые специалисты? В ответе на этот вопрос, на мой взгляд, и кроется главная причина деградации российской космонавтики. Имеет место искажение ее истории. Команда, «аннулировавшая» в 1974 году марсианский и лунный проекты С.П. Королева, сделала все, чтобы страна не знала об их существовании. С.П. Королева лишили *главной составляющей его творческого наследия – межпланетного проекта* («превратили» в неудачника, проигравшего американцам «лунную гонку», которой не было). Искажены и факты, относившиеся к В.П. Мишину (его фамилия *отсутствует* в энциклопедии космонавтики). М.К. Тихонравова тоже «забыли» и не вспоминают. Разумеется, речь не о памятниках, которые или забыли поставить, или поставили зря. Суть в том, что специалисты, сменившие цели в советской космонавтике в 1974 году, сделали это для того, чтобы выделить в ней себя (а не С.П. Королева, В.П. Мишина, М.К. Тихонравова). Им это удалось. За десятилетия работы они обросли коллективами единомышленников. Любые попытки вернуться к

марсианскому проекту С.П. Королева влекут для них «угрозу». Неизбежным тогда будет вопрос к ним: «Зачем же вы все это уничтожали, чтобы через 40 лет вернуться к этим работам»; некоторые из них могут быть обвинены в срыве полетов советского человека на Марс и, соответственно, в причастности к утрате нашей страной лидерства в космонавтике. Уже десятки лет они, не создавшие ни одного ракетно-космического комплекса, доказывают, что проект С.П. Королева экспедиции на Марс был нереальным... Повторю: С.П. Королев, М.К. Тихонравов, В.П. Мишин, М.В. Келдыш не только считали его реальным, но и реализовали наполовину. К этому нужно добавить и объективную причину. Более 40 лет занимающиеся ДОС и МКС «фрисуют» модули орбитальных станций (им просто трудно разработать что-то всерьез). Так и появляются иногда марсианские электрореактивные монстры с солнечными батареями площадью в 40 футбольных полей, космические шторы для защиты от солнечных лучей диаметром 1800 км, электрореактивные буксиры, лунные базы – что угодно, только не марсианский проект С.П. Королева. Эта ситуация сама не изменится. Изменить ее мирным путем нельзя. Это бесполезно. Ее нужно изменить силовым приемом, таким же жестким, какой применили они при «уничтожении» нашей межпланетной программы. Но сегодняшним капитанам космонавтики, если они готовы взять на себя ответственность, нужно самим понять, на каком варианте остановиться. Это - важный момент выбора цели. И здесь не поможет широкая общественность – есть хорошо подготовленное, и сильно заинтересованное большинство, которое дружно поддержит «даешь лунную базу». Собственно, оно уже сказала это в «Стратегии...» Вместо этого капитанам надо собраться вчетвером, где-нибудь в Завидово, и спокойно обсудить: чем космонавтика могла вдохновить весь наш народ, так же как Победа в 45-ом, запуск спутника, полет Гагарина.

Каково должно быть ближайшее развитие нашей космонавтики, чтобы итог был достойным нашей страны, одержавшей Великую Победу в 1945 г., запустившей первый искусственный спутник Земли, первого человека, Ю.А. Гагарина, в Космос. Это – полет на Марс, как та конечная цель в космосе, которой реально может достичь человеческая цивилизация. Полеты человека за пределы марсианской орбиты - фантастика. Страна, осуществившая экспедицию на Марс, на все века останется величайшей космической державой. Гордость и радость, которую испытает народ этой страны, будут ни с чем не сравнимы. Личности, осуществившие этот проект, навечно впишут свои имена рядом с именами К.Э. Циолковского и С.П. Королева. Чтобы наша космонавтика не прекратила свое существование, необходимо ***принять в качестве ближайшей цели российской космонавтики осуществление первого в мире годового полета человека вокруг Солнца в межпланетном пространстве по гелиоцентрической орбите на ТМК, выведенным в точку либрации.*** Для этого необходимо будет собрать на орбите порядка 80 тонн; это - реальность наших дней. Это будет следующий важный шаг на пути к Марсу (после полета Ю.А. Гагарина), предпосылки для которого уже заложили К.Э. Циолковский, Ф.А. Цандер, С.П. Королев, М.К. Тихонравов, В.П. Мишин, М.В. Келдыш и тысячи их верных соратников.

Приложение (рисунки)



Рис. 1. Тяжелый межпланетный корабль. Один из начальных вариантов 1962 г.



Рис. 2.

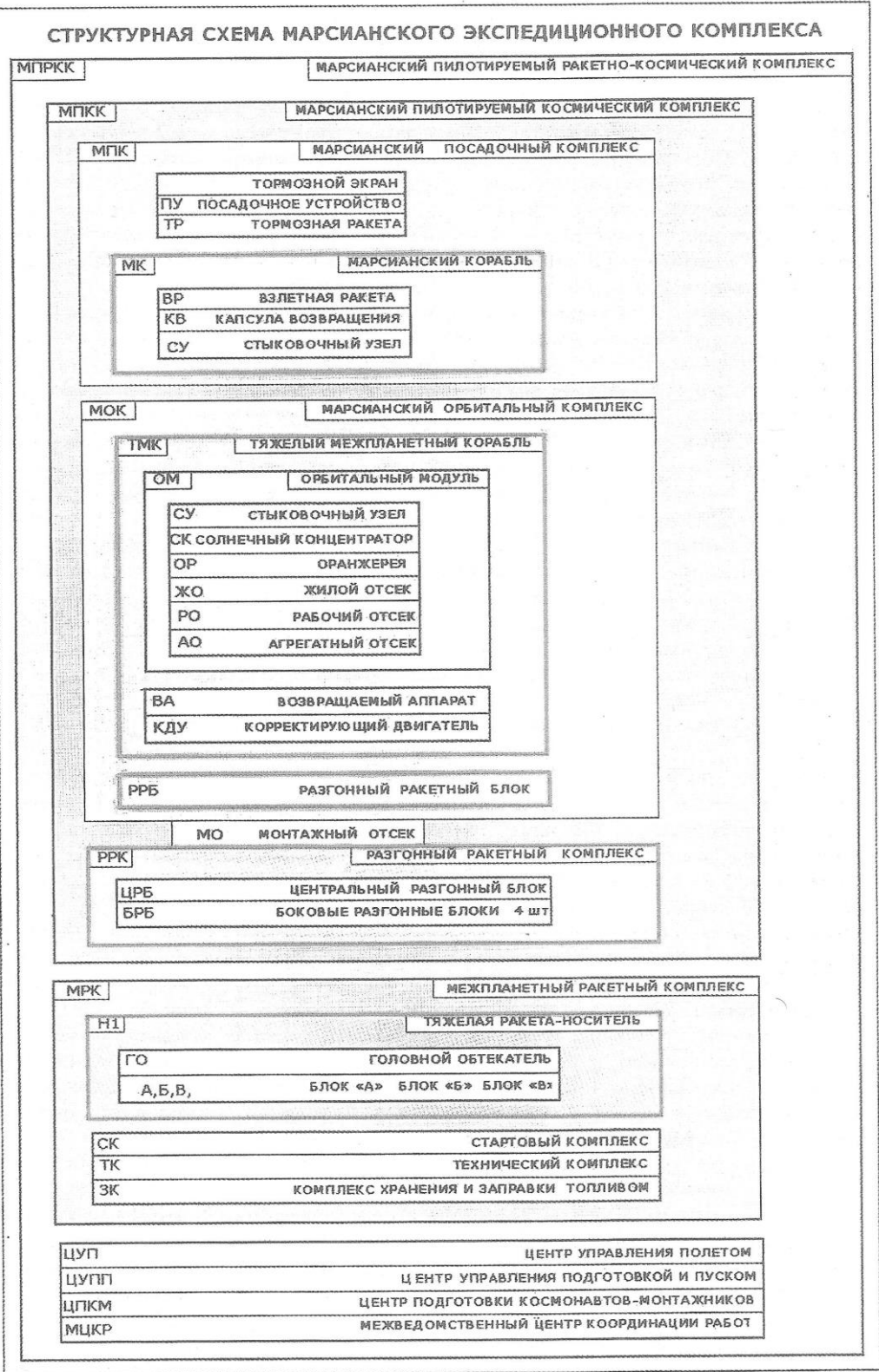
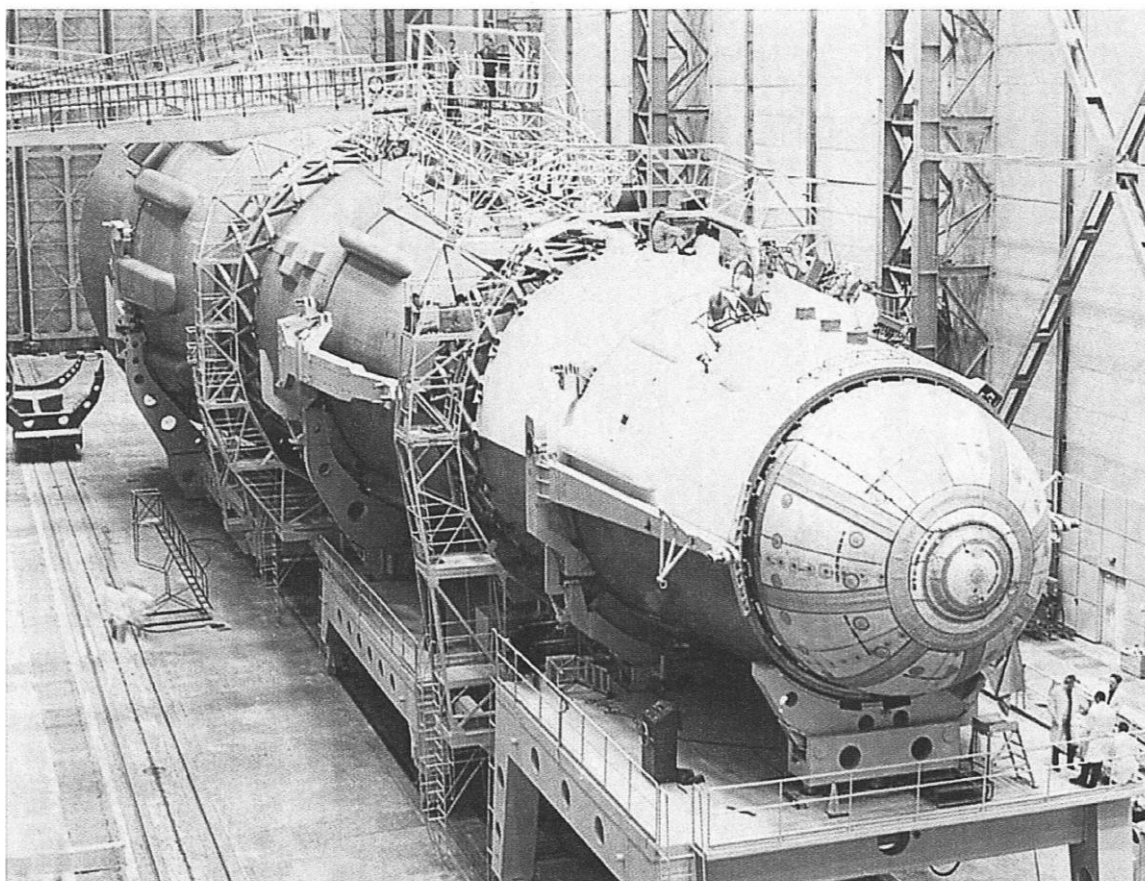


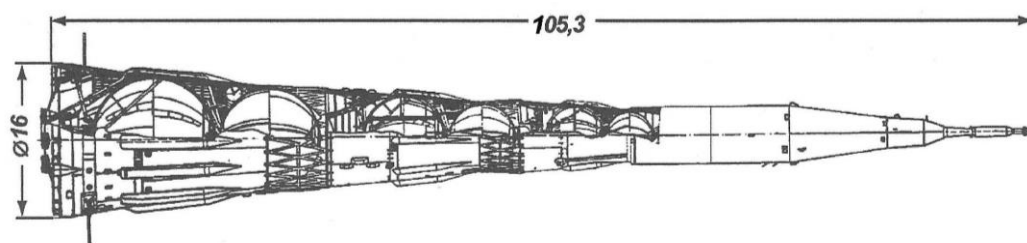
Рис. 3. Структурная схема пилотируемого ракетно-космического комплекса

Ракета-носитель Н1



Масса выводимого ПГ на орбиту Земли ($H_{кр}=200$ км), т	90
Стартовая масса, т	2800
Масса топлива, т:	
кислорода	1730
керосина	680
Суммарная тяга двигателей на земле, тс	4615

Рис. 4. Тяжелая ракета Н1, разработанная для выведения пилотируемых кораблей в межпланетное пространство, в монтажно-испытательном корпусе на полигоне ЦНИИП-5МО. 1969 г.



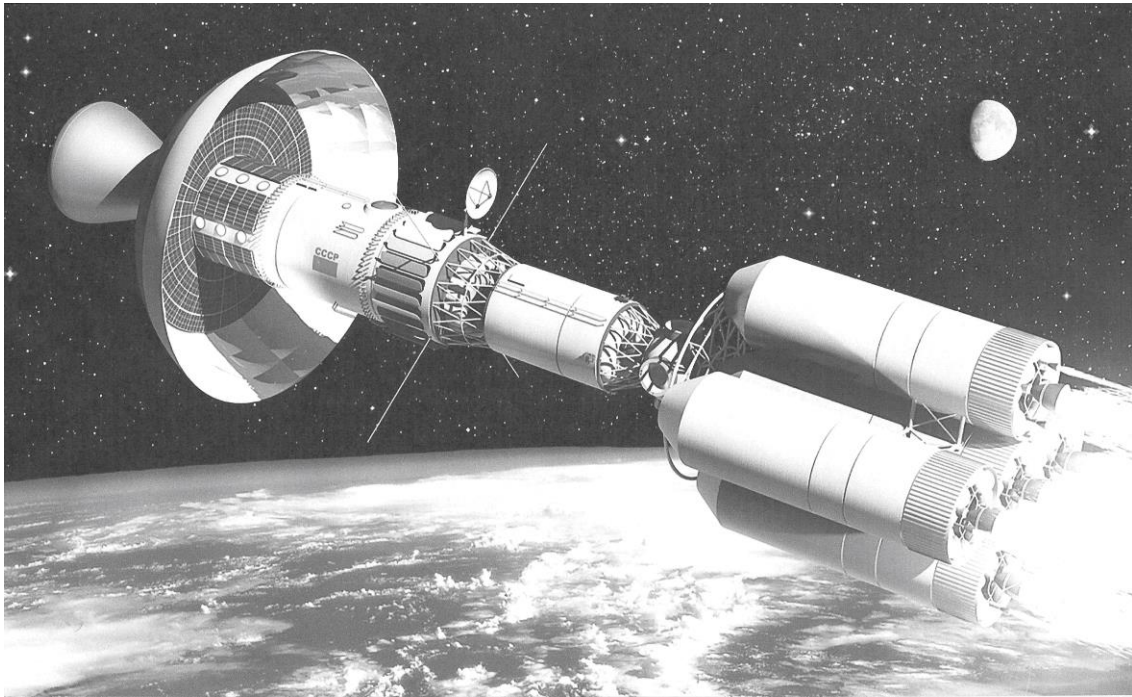


Рис. 5. Марсианский пилотируемый космический комплекс (проект 1962 г.; старт с ОИСЗ к Марсу)

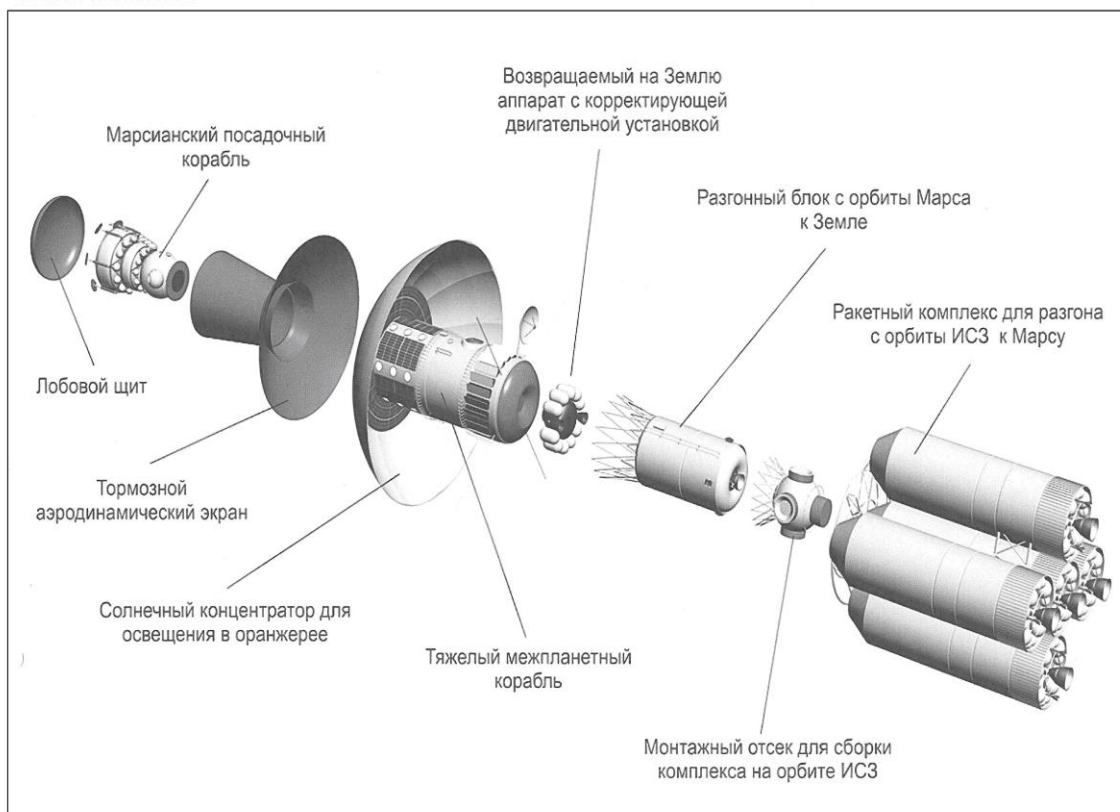


Рис. 6. Составные части Марсианского пилотируемого космического комплекса.

ЭКСПЕДИЦИЯ НА МАРС МЕЖПЛАНЕТНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ВЕСОВАЯ СВОДКА (на орбите ИС Марса)		
№	Составная часть МКК	тонн
1.0.0.	Межпланетный космический комплекс (на орбите ИС Марса)	83,1
	Орбитальный межпланетный комплекс (ТМК + РБ)	53,1
1.1.0.	Тяжелый межпланетный корабль	16,8
1.1.1.	Возвращаемый аппарат	2,1
1.1.2.	Орбитальный модуль	12,9
1.1.3.	Корректирующая ДУ	1,8
1.2.0.	Посадочный комплекс (ПК)	30,0
1.2.1.	Капсула возвращения	3,5
1.2.2.	Взлетная ракета	16,5
1.2.3.	Посадочные устройства	10,0
1.3.0.	Разгонный блок (с орбиты ИС Марса)	36,3
	(тормозной блок)	179,0

Рис. 7.

ЭКСПЕДИЦИЯ НА МАРС МЕЖПЛАНЕТНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ВЕСОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПО ЭТАПАМ ПОЛЕТА ДЛЯ ДВУХ ВАРИАНТОВ		
Этапы полета к Марсу	Вес МКК с	Вес МКК с
	Аэродинамическим торможением	Тормозным блоком
	(тонн)	(тонн)
На орбите спутника Марса	83,1	83,1
В полете к Марсу перед торможением	103,1	262,0
На ОИСЗ перед стартом к Марсу	314,5	917,0
На ОИСЗ с учетом резерва 20%	378,0	1141,0

Рис. 8.

Литература

1. В.Е. Бугров. Рабочие тетради В. Бугрова за 1961-1966 годы.
2. В.Е.Бугров. Марсианский проект С.П. Королева. М., «Русские витязи», 2009.
3. Б.Е.Черток. Ракеты и люди. Лунная гонка, М., «Машиностроение», 1999 г.
4. А.С. Коротеев. «Пилотируемая экспедиция на Марс», М., РАКЦ, 2005 г.
5. В.П.Легостаев, В.А.Лопота. Луна - шаг к технологиям освоения Солнечной системы, РКК "Энергия", 2011 г.
6. Б.Е. Черток. Космонавтика XXI века, РТСофт, 2010 г.

Владимир Евграфович Бугров. Участник разработки крылатой ракеты «Буря» в ОКБ им. С.А.Лавочкина в 1955-1961 гг. В РКК «Энергия»: разработчик проектов экспедиций на Марс и Луну в 1961-1966гг.; космонавт-испытатель, проходил подготовку по программе полёта на Луну в отряде космонавтов ОКБ-1 в 1966-1968гг.; ведущий конструктор по пилотируемым ракетно-космическим комплексам для экспедиции на Луну и «Энергия-Буран» в 1968-1988гг.; начальник отдела безопасности пилотируемых космических полетов РКК «Энергия»; ведущий конструктор по конверсии в НПО «Энергия» в 1988-1995гг. В АО «Газком» консультант ТД по проекту «Ямал» в 1995-1997гг. Заслуженный инженер России. E-mail: BugrovV@yandex.ru

To the 50th Anniversary of S.P.Korolev's Mars Project
**S.P.Korolev's Mars Project – promising aim
of Russian astronautics**

V.E. Bugrov

Rocket and Space Corporation «Energia»
Planernaya, 5, corp. 3; fl. 303, Moscow, 101000, Russia

“The things that seemed unrealistic over centuries, the ambitious dreams of yesterday have turned into a realistic objective, and they will be put into life tomorrow. There are no limits for human thoughts!”, - S.P.Korolev (01. 01.1966).

Introduction

By 1974, Konstantin Tsiolkovskiy's ideas concerning an interplanetary mission had developed in the Soviet Union into a real basis for the preparation of manned mission to Mars. Flight and development tests of H1 Mars rocket had been accomplished; all the corrections had been implemented; two rockets had been prepared to launch a lunar unmanned vehicle to the lunar surface for its tryout as a prototype of future Mars vehicle. Institute of Biomedical Problems had carried out annual on-ground tests of life-support systems on the basis of Heavy Interplanetary Spacecraft (known by the Russian acronym TMK). Manned mission experience had been obtained. In-orbit assembly of vehicles had been practiced. An extensive production and test basis had been created. Unique constructions for work with large-scale objects had been built at TsNIIP-5MO site. Stages of interplanetary mission had been practiced at space probes, including the stage of landing on a planet. USSR AS President M.V.Keldysh while estimating the readiness in 1969, offered to give up lunar program and perform a manned flight around Mars in 1975.

But his idea was not welcomed. Korolev's ex-deputies had their own plans. They torpedoed his program in 1969, and in 1974, together with V.P.Glushko, they acted as vandals destroying Soviet interplanetary program. The launch of two assembled rockets was prohibited, all the hardware and technical documents were completely destroyed.

The very fact of existence of Korolev's Mars mission had been concealed from society for decades. Even the Governmental Decree of 10 December 1959, which approved our interplanetary program, is still hidden. One of former colleagues in his memoirs vividly described how Korolev was losing lunar race to the Americans, but there was no such race. Mass media, especially foreign ones, were very glad to pick up this myth and are pressing it on us. Some stages of Russian Cosmonautics Program are discussed here [1-6].

Main part (chronology of works, computational cases, problems, outlook)

The author managed to keep his notebooks that used to be top secret. They contain the author's drafts of main designs of Lunar and Martian projects. Even a notebook with monthly plans of all the designers till 1966 survived. These materials allowed restoration of true picture of those times in the book “Martian project of S.P.Korolev” [2].

Both the emergence and destruction of Soviet interplanetary program were predoomed by specific chains of events, which were built from the one hand by Korolev and from the other – by his opponents. But in both cases they were approved by the state government.

The first important event happened on 14 July 1932. By the order of the Chair of Central Council of Osoaviakhim, the Group for the Study of Reactive Motion (GIRD), formed at the initiative of Sergey Korolev, Friedrich Zander, Mikhail Tikhonravov and other enthusiasts of interplanetary missions, obtained a status of the first-in-the-country official organization for interplanetary missions and played a key role in providing leadership in space to our country. The cellar of building at triumphal arch Krasnye Vorota in Moscow, where GIRD was situated, became a cradle of Russian rocket engineering and astronautics. It was here where the very first practical steps of the development of future interplanetary rockets and vehicles were made. Here the practical development of vehicles with rocket engines began. Zander developed the first ever rocket engine, Korolev – the first rocket-powered aircraft, Tikhonravov – the first liquid-propellant rocket.

Not in near-to-Moscow Podlipki NII-88 in 1946, like some authors claim, but here, in GIRD, Korolev started his triumphant way to space. Here he formed as a world-famous Chief Designer. Here Korolev together with his colleagues dreamed of an interplanetary mission. Here Korolev's and Tikhonravov's common career started, which predetermined many of our future successes. In 14 years Sergey Korolev became the Chief Designer of the first Soviet ballistic missiles, and Mikhail Tikhonravov developed the project of the first space vehicle VR-190 – Vostok prototype. In 25 years Korolev became the Head and Chief Designer of Design Bureau-1 (DB-1), and Tikhonravov became his Deputy and Head of Department 9 for design of space vehicles. Together with Vasilii Mishin, other colleagues and with wide cooperation they launched the first satellite, Gagarin and everything that flew into space during the first space era decade. In DB-1 they started implementation of age-long dream of humanity – creation of H1 rocket and a heavy interplanetary spacecraft for the flight to Mars. Korolev was appointed Head of GIRD. He immediately estimated the scale of future interplanetary rockets and vehicles and realized that these were not gliders, which they used to build together with Tikhonravov, and that it was impossible to make them without governmental support. He involved the country leaders in his activities showing them the possible military purposes of the developed jet engineering items. It should be noted that success of Soviet space engineering in the first decade of space era resulted mainly from Korolev's ability to get his ideas across to the government and their ability to hear and support Korolev's initiative. Efficient interaction between Korolev and the head of state allowed clear definition of the strategy of the development of Soviet space engineering.

On 31 October 1933, resulting from Korolev's efforts and with Stalin's approval, V.M.Molotov signed the Decree of the Council of Labor and Defense on the establishment of the first-in-the-world Jet Research Institute (JRI), in which projectiles, cruise missiles, rocket-powered aircrafts, including famous Katyusha multiple rocket launchers, were produced.

On 13 May 1946, Stalin made a landmark decision, which provided the national defense capacity. The decision was a perfect complex one in solving difficult national-scale scientific and engineering problem and a launching pad for onrush of Russian rocket engineering. This was preceded by Korolev's proposals submitted to the government, in which he offered to unite the efforts of individual groups responsible for the study of rockets captured in Germany.

Research Institute NII-88 was founded. Korolev was appointed Chief Designer of long-range ballistic missiles. The work resulted in the first missile systems on the basis of one-stage rockets, including R-5M rocket able to launch a 1.3-tonne nuclear warhead to the distance of 12000 km.

On 13 February 1953, Stalin signed a Decree, which approved Korolev's proposals on the development of the next generation – two-stage ballistic and cruise missiles. Personal

responsibility for the development was imposed on Chief Designer Korolev and his deputy Mishin; and nineteen Ministers were to properly perform their dedicated tasks in their right time.

The Decree foredoomed the development of R-7 rocket – famous “Semerka” – the first ever intercontinental ballistic missile able to deliver a nuclear warhead to any point of the Earth. A number of companies cooperated to create new missile systems on the basis of two-stage rockets.

On 27 May 1954, Korolev addressed D.F.Ustinov with a proposal suggesting the development of an artificial Earth satellite. The note prepared by M.K.Tikhonravov stated: “An artificial Earth satellite is an inevitable stage of rocket engineering development. It will allow interplanetary communication”. This is how Korolev and Tikhonravov saw our future.

R-7 modifications Sputnik, Vostok, Molniya, Voskhod and Soyuz opened the way to space for artificial Earth satellites, interplanetary stations and spacecrafts. Soyuz rocket has been so far the only reliable means to launch a manned spacecraft to the near-Earth orbit.

Korolev, being a Head and Chief Designer of DB-1, which separated from the structure of NII-88, established Department 9 for design of spacecrafts and vehicles. He entrusted the management of the Department to his old companion, with whom he built gliders and worked in GIRD and JRI, his associate – Mikhail Klavdievich, having attained his transfer to DB-1 from NII-4.

Korolev and Tikhonravov, as followers of K.E.Tsiolkovskiy's ideas, set their department a difficult but clear task to tackle the complex of problems associated with manned interplanetary mission, defined the required hardware components. After the first satellites had been launched, the possible development of rockets and spacecrafts for interplanetary purposes was considered.

R-7 rocket with the third stage was able to launch a manned spacecraft into space, but Korolev considered the flight to near-Earth orbit an important but intermediate stage. He longed to get to interplanetary space. They had to give up nuclear engines. They needed another rocket.

The clarity of aim, the performed preliminary works, the estimated possible powerful cooperation established when developing missile complexes, their own accumulated experience and the state head's favor (it was now Khrushchev) enabled Korolev to vigorously tackle the implementation of ambitious goal of the whole humanity – manned mission to another planet (not to the Moon). These ambitious plans were stated by Korolev only 15 years after the Great Patriotic War, but their depth was confirmed by the Government Decrees.

The Decree No.1388-61810 of the USSR Council of Ministers (USSR CM) dated 10 December 1959 “On progress in space exploration” issued two years after the first satellite launch outlined initial steps and milestones of the space era, starting from the first manned space flight and ending with manned landing to planets. The Decree, in particular, ordained ***to create space rockets for missions to Mars and Venus, perform first manned space flights, develop space probes and manned space stations on other planets.***

In fact, the required basis for the first manned space flights, in near-Earth space, was formed by the Decrees issued in 1946 and 1953. The Decree dated 22 May 1959 additionally engaged 123 organizations, including 36 plants, to the development of a spacecraft-satellite (future Vostok).

To comply with the Decree of 1959 with regard to the development of manned interplanetary stations and station on other planets, i.e. to the manned missions to near-solar space, Korolev provided the basis for stronger foundation. Preliminary works showed that an interplanetary

rocket was to be by an order of magnitude more powerful than R-7 (R-7 launch mass was 280 t, H1 – 2800 t).

The Decree No.715-296 of USSR CM and Central Committee of the Communist Party of the Soviet Union dated 23 June 1960 “On the development of powerful launch vehicles, satellites, spacecrafts and space exploration in 1960-1967” ordained to start the development of a new space rocket system with a launch mass of 1000-2000 t, able to launch a heavy 60-80-tonne interplanetary spacecraft to the near-Earth orbit. The works were specified in Appendices, in particular, in Appendix 1 “Plan of design and experiments on the development of objects H (H1 Rocket – auth.)” and Appendix 3 “Plan of design and experiments on the development of heavy interplanetary spacecrafts”.

According to the Decree, the department headed by Sergey Sergeevich Kryukov developed a project of four-stage H1-rocket. Three stages put into the near-Earth orbit a 75-tonne payload, including a 15-tonne heavy interplanetary spacecraft (HIS), and the fourth stage of H1 rocket orbited a 60-tonne hydrogen rocket module able to launch HIS to the interplanetary space.

The department headed by Tikhonravov simultaneously designed two spacecrafts since 1959: Vostok spacecraft for the first manned space flight around the Earth and a heavy interplanetary spacecraft for the mission to Mars. At the same time, space probes and stations for near-Earth missions, missions to the Moon and Venus were developed. The latter were intended for the tryout of future mission to Mars and prepare manned missions to the near-Earth and near-solar space.

HIS was designed at G.Yu.Maksimov’s department. It was developed as a complex of means providing a three-year free flight in interplanetary space of a three-member crew. A single H1 rocket was supposed to launch HIS with a liquid-propellant space tug. A cluster of HIS and space tug enabled to launch the spacecraft into interplanetary space and perform the first ever manned mission around the Sun without landing to Mars. Korolev’s primary goal was to break from terrestrial gravity.

Our main attention was paid first of all to the search for optimal configuration of HIS. A long-term zero-gravity period was a key determinant defining the look and structure. We tried to cope with it generating artificial gravity by rotation of vehicle around its center of mass. Crew quarters and frequently attended modules were located as far from the rotation center as possible. The distance of 10-12 meters seemed reasonable. Gromov Flight Research Institute developed an experimental setup with a chamber rotating on a 10-meter arm. Artificial gravity was abandoned later.

The next important factor was the need for food, water and air supply for the crew. The 2-3-year reserve for a three-member crew was unacceptably heavy. The mass could be reduced only owing to onboard reproduction of all the components. Special closed biological-and-engineering complex (CBEC) supposed to provide cycle of substances consumed and excreted by the crew according to the ground scheme was developed.

The basis for cycle of substances is photosynthesis, therefore a greenhouse intended for cultivation of certain plants was designed. The plants were to be arranged on compact racks, on hydroponics, while their roots were supposed to be put into capsules with solution fed to them.

Concentrators of solar radiation (cylindrical at the initial design stage) located along the spacecraft body on two sides at a certain angle were used to illuminate the plants. When these concentrators were aligned towards the Sun, the reflected light (constricted by these concentrators) was introduced through slot-type windows located along the body into the spacecraft and further distributed among the consumers. CBEC included the facility for

cultivation of chlorella, a farm with rabbits and chickens, the latter was later rejected, and a waste disposal system with reagent stock.

At the beginning of 1962, the spacecraft looked like a five-storey cylinder (Fig.1,2). Each storey had its own functional purpose. Habitation storey comprised three rooms for the crew, toilets, a shower room, a room for relaxation with a collection of microfilms, a kitchen and a dining room. Work storey included a cabin for the daily control of all HIS systems, work shop, medical room with exercise machines, a research laboratory and an inflatable airlock chamber. Biological module comprised racks with higher plants, light-distributing devices, facilities for solution feeding and chlorella cultivation, animal cells, storage containers for harvest, some accessories and equipment of CBEC. Equipment bay included the majority of instruments, devices and accessories of all HIS systems. It also acted as a fallout shelter.

A reentry module was located at the outer side of HIS with its hatch docked to the hatch of HIS located in a special spherical recess. A vernier propulsion system was mounted on the reentry module bottom with propellant supply and a part of equipment. When the spherical recess with the equipment mounted on it was closed, radiation shielding of the crew was enhanced. The reentry module on artificial satellite orbit was able to maneuver and land in an autonomous way in case of emergency using its vernier engines.

In the framework of Mars landing mission the launch mass of the mission complex at the near-Earth orbit increased more than by an order of magnitude. Such a heavy complex was to be assembled in orbit, and Korolev charged the designers with the development of in-orbit assembly of Vostok spacecrafts. At first, it was supposed to use electric propulsion system with a nuclear reactor to boost such mass from the near-Earth orbit to Mars.

Nuclear reaction in such a propulsion system turns the fuel (oxidizer is not required here) into a high-temperature gas, which discharges from the nozzle with high velocity developing thrust. Electric propulsion achieves considerably less thrust if compared to liquid propellant engines. But owing to its operation over longer periods, it can gradually increase the spacecraft velocity, spinning the spacecraft up during several months in the near-Earth space, it can provide the spacecraft boosting to Mars. In the same way the transition to Mars satellite orbit (when launching the spacecraft from the latter to the Earth) and return to the initial near-Earth orbit can be performed.

Korolev charged B.A.Adamovich's department with the development of mission using nuclear electric propulsion. At that time nobody knew for sure that during the long-lasting flight in the spacecraft, when the latter is spun up around the Earth crossing Van Allen radiation belt, the crew would get up to 50 lethal radiation doses. This project was developed till summer 1962. Finally, Adamovich concluded that electric propulsion was inexpedient for a manned mission to Mars, and such version of the mission was rejected by Korolev.

But it should be noted that many developers considered electric propulsion's high energy characteristics a redeeming feature if compared to liquid propellant engines. Specific impulse of electric propulsion (defines the amount of propellant required to boost an object up to some certain velocity) is considerably higher than the one of liquid propellant engines, hence the former requires less propellant. This inspired the dabblers, who did not bother their heads about dull weight calculations, to draw armadas of 100-tonne offroaders on Mars surface, and they supposed that the right way to get to Mars for these vehicles was using electric propulsion. Unfortunately, these illusions were taken as basis for bogus projects of the past and even the present century.

Sergey Pavlovich signed a draft project of H1 launch vehicle, consisting of 29 volumes and 8 appendices, in May 1962. It was supposed to be submitted to expert commission headed by the President of the USSR Academy of Sciences M.V.Keldysh in summer. At the beginning

of 1962, Korolev charged us with the preparation of “Plan of Mars and Venus exploration”, and the author was entrusted works on its prospectus (fig.2). When discussing its content with Tikhonravov, the author expressed his doubts concerning the acceptable terms of the development and application of electric propulsion. Mikhail Klavdievich shared this opinion and the latter was expressed in the prospectus upon his advice.

The prospectus was submitted to Korolev for discussion. Having returned from Korolev, Mikhail Klavdievich showed me the note written by the Chief Designer. The note was of a matter of principle. Its text remained in my notebook.

Its content:

- “1. Moon and Venus – in the first place.*
- 2. Explore Venus only before the landing and don't be too specific.*
- 3. Manned mission to other planets should be performed:*
 - a) within the shortest terms;*
 - b) with minimal expenses.*
- This is provided by a minimal number of spacecrafts.*
- 4. Tasks of Moon and Mars exploration are different.*
- 5. The first task is to design a spacecraft for a large landing-and-return mission.*
- 6. It is possible:*
 - a) on the basis of assembly, b) using electric propulsion, c) with CBEC.*
- 7. To provide mission safety, consider two cases:*
 - a) launch after landing is impossible,*
 - b) landing is impossible after approach.*
- 8. Flight around the planet is not required.*
- 9. The following difficulties should be duplicated:*
 - a) electric propulsion is rejected, then consider liquid propellant engines;*
 - b) CBEC is rejected, then consider stock.*
 - c) assembly -*

Concerning c): 1. Flight around the planet may be required not according to the science and technology reasoning.

2. Take the risk of landing on Mars, returning on another spacecraft (crew consists of minimal number of members, who will need to wait for another spacecraft).

Thus: flight around the planet can be planned, but as a component of an assembly version!!!

Components should be designed”.

According to Korolev's directions in the note, the analysis of possibility of the mission to Mars using liquid propellant engines in different mission profiles was to be made and an optimal profile was to be chosen. The calculations were performed using Tsiolkovskiy's formula and a slide rule. The author had to calculate 17 profiles. Allowing for two different support orbits – 34 profiles, three magnitudes of specific thrust – 315, 350, 440 kilogram-force s/kg and four values of reproduction indices in CBEC – from full reproduction to full stock – the author had to calculate 408 profiles. For all profiles and versions the initial weight characteristics before the launch on near-Earth orbit and at every mission stage were defined [1].

The calculations showed that the launch mass of the mission complex (with liquid propellant engines at all stages) in artificial Earth satellite orbit (AESO) lay within the range of 1200-2000 t. The first step towards the reduction of the launch mass was the rejection of HIS

braking intended for the transition of HIS to AESO after its return from Mars. Approaching the Earth, a reentry module with the crew was to detach from HIS, enter the atmosphere with the escape velocity from the Earth and land.

Discussing the parameters of the reentry into the Earth atmosphere, we paid our attention to the fact that the reentry module's trajectory was not to leave quite a narrow corridor. Otherwise the module would be overheated and overloaded, or it would "scratch" the upper atmosphere and, having lost some velocity, fly away along an off-design trajectory. A question arose: is it possible to correct the corridor so that after the "scratch" the trajectory becomes as it was designed, not for the module landing, but for its transfer to the given satellite orbit.

The concept of braking in the planet atmosphere was not the author's, but Yu.V.Kondratyuk's and F.A.Zander's. The idea of braking in the atmosphere of Mars to decelerate the mission complex to the velocity sufficient for the transition to the orbit of an artificial satellite of Mars was quite tempting. The brake unit needed about 60% of the whole stock of propellant. Rejection of brake unit would reduce the launch mass of the complex more than twice. The preliminary calculations showed that it was possible [1]. Tikhonravov liked the idea and told Korolev about it. According to his directions, our specialists in aerodynamics and TsAGI specialists received tasks for further elaboration of this issue. The process was gaining traction.

The scheme took the following form. After each atmospheric dip down to the altitude of 70-100 km the complex is transferred to an elongated elliptical orbit for 100 seconds. Fine correction (with low expenditures) is performed in its apogee to provide the required depth of the next atmospheric dip. The apogee altitude of the subsequent elliptical orbits reduces, and approximately after the seventh dip the apogee altitude of the elliptical orbit equals the altitude of future circular orbit. A small boosting impulse is generated in its apogee, and the complex is transferred to the circular orbit without further dip.

After Korolev's approval of the aerodynamic braking, we gained a whole bunch of new problems. Moving in Mars atmosphere, the mission complex would suffer the loads and heating, whose allowable range was rather limited due to multiple external elements. Therefore the shape and strength of elements were to be calculated for these new conditions or protected from their impact.

This required new layout schemes [1]. The design was limited to constructional alignment of many new contradictory requirements. First and foremost, attention was paid to the development of different variants of rigid screen able to protect the complex's external elements from the velocity head and simultaneously provide the required braking when passing through Martian atmosphere. The protective screen was shaped into an umbrella with large diameter turned with its convex side to the oncoming stream and located at the frontal surface of the complex.

However, this promoted instability of the complex, therefore there was an idea to shape it into a birdie to make it more stable. For this purpose, the landing module of considerable mass was placed outside the front surface of braking screen to provide an acceptable centering of the complex when moving in Martian atmosphere. It also provided unhampered detachment of the landing module when descending to the planet surface. At the same time, the redundant power components of braking screen were also detached, which enhanced the atmospheric braking during the descent.

Solar concentrators were also designed in the shape of an umbrella with the diameter of 15-20 m located around the greenhouse module. Its internal surface aligned towards the Sun had several sections. Each section was shaped into a part of paraboloid with its own focus located

at the shell of the greenhouse module, where a window was made for each section. It was supposed to make 12-24 sections with windows. Solar light fell on the sections, then it was reflected, concentrated and sent through the windows to the spacecraft interior, where it was distributed to the consumers using Fresnel lens and film reflector.

The preferred location of the concentrator together with the greenhouse was at the end face of the complex with its concave side turned towards the Sun. But being the most open-work structure, it first of all required protection from velocity head, and therefore it was structurally united with the braking protection screen, the shape of which was geometrically combined with the shape of the concentrator and made closer to a paraboloid.

To further improve centering, a booster, whose mass was also significant, was supposed to be mounted near to the landing module. However, this contradicted other considerations. The descent module with vernier engines was to be located on the opposite side of the complex, thus providing the possibility of emergency separation and crew safety. The booster with a considerable propellant stock assembled in a single unit with a descent module could significantly enhance the maneuverability characteristics of the descent module, e.g. provide the return (if required) of the crew to the Earth after the complex has been boosted from AESO to the trajectory of flight to Mars.

This variant was also supported by the fact that location of the booster module near the landing module made it impossible to burn the booster to test it before the launch from AESO and to correct the trajectory of the mission to Mars. And if the booster was burned to launch the spacecraft from AMSO to the Earth, the crew would be turned upside down.

The stated considerations are only a small part of the contradictory requirements, which had to be reconciled to choose the optimal layout of Mars complex. The former also include the location of solar arrays with the area of 85 m², radiators and heat-regulation shutters with the area of 34 m², antennas, provision of proper fields of view of optical sensors of attitude control system, provision of attitude control engines operation zone, relative position of habitation modules, selection of optimal diameter-length ratio of the complex, and many other. Coordinated solution of the stated problems allowed optimization of the mission complex as follows.

The manned rocket-and-space complex for mission to Mars (MRSCMM) (Fig.3) consisted of two main parts. An interplanetary rocket system (IRS), comprising a three-stage launcher H1 (Fig.4), service and launch complex and other on-ground equipment, provided the preparation, launch and insertion of 75-tonne units into a near-Earth assembly orbit. Manned space complex for mission to Mars (MSCMM) (Fig.5) with the mass of 400-500 t was intended for the mission of three-member crew to the red planet, landing of two astronauts on Mars, return of the crew to the Earth. Its components were to be delivered by H1 launcher and assembled in orbit.

It was supposed to be assembled in orbit (Fig.6) using a spherical assembly unit with 6-8 docking ports. Martian orbital complex (MOC) and Martian landing complex (MLC) were docked from one of its sides, and boosting rocket complex (BRC) consisting of central and 4-6 side modules, which provided the launch of MSCMM from the assembly orbit and its insertion to the trajectory to Mars, was docked to another side.

MOC included a heavy interplanetary spacecraft (HIS) and a boosting rocket unit (BRU) intended for boosting HIS from Mars satellite orbit to the trajectory of flight to the Earth. The module, in which three-member crew was settled during the flight to Mars and back, was made as a single structure and was regarded as HIS itself. It included an orbital module, vernier engines and 2.1 t reentry module, i.e. about 0.5% of the initial weight of the complex.

The landing complex comprised braking and landing hardware, landing rocket and Martian space vehicle with a two-stage launcher and a return capsule.

In-orbit assembly of the complex was supposed to be performed by special teams of astronauts – skilled specialists of Design Bureau DB-1, principal plant and a cosmodrome. The teams were supposed to be delivered by Soyuz spacecrafts, accommodated in special habitation module and returned to the Earth. The crew arrived at HIS in advance and took personal control of all the spacecraft systems. Before the launch they took their seats in the descent module and were able to control all dynamic operations.

The mission profile was supposed as follows. Boosting from AESO to Mars was performed by liquid propellant engines. In case of emergency at any stage of boosting from AESO to Mars, the crew in the descent module was able to separate from the complex together with the propulsion system and Martian boosting unit and return to the Earth. After transition from the near-Earth orbit to the trajectory of flight to Mars and separation of burned booster, the Martian complex moved in an autonomous mode keeping solar oriented attitude and communicating with the Earth. Transition to Mars satellite orbit was performed by means of aerodynamic braking in the atmosphere of Mars.

At Mars satellite orbit, having performed all the required tests and preparations, two astronauts moved to the Martian spacecraft capsule. The landing complex separated from the orbital complex, deorbited, descended in the atmosphere, braked and landed. Having finished their mission of Mars surface, they took their seats in the return capsule, the capsule was launched, inserted into the initial orbit, docked with the orbital complex, and the astronauts returned to HIS. When starting towards the Earth, the crew took their places in the descend module, which, having approached the Earth, separated from HIS, performed the controlled descend in the atmosphere and landed.

The described project with liquid propellant engines was submitted to the expert commission. Six posters were prepared for the presentation. They demonstrated the mission profiles, internal arrangement of HIS, overview of the interplanetary complex with aerodynamic braking capability.

During the project elaboration weight reports on HIS and landing module were refined (Fig.7), comparative estimation of variants with braking unit and aerodynamic braking was performed, which confirmed the advantages of the latter (Fig.8). Getting prepared for the commission, Korolev considered electric propulsion to be used for the mission, but rejected it, since it compared poorly with mass characteristics of liquid propellant engines with aerodynamic braking.

“Plan for Mars and Venus exploration” was presented in a large table. It showed four stages of the exploration: first mission of unmanned space vehicles to planets, their application for exploration of planets, manned missions around the planets with remote sensing performed from the orbit, missions to planets. Tasks for each stage were split into years, means for solutions were defined, vehicles, drafts, layouts of the vehicles, mission profiles and time of the missions were outlined, types of launchers and engines for insertion to interplanetary trajectory, launch mass in near-Earth orbit and weight characteristics at mission stages were indicated. In addition to the “Plan...” a table was composed, in which problems of supposed interplanetary mission were considered and the means and ways to solve them were demonstrated.

The summary of works was given in a brief report: “Analysis of possibility of the mission to Mars using liquid propellant engines” (identification number P-583). For convenient comparison, the results of calculations of different mission profiles were summarized in a table. The latter showed weight characteristics of the interplanetary complex at all stages of

flight allowing for the accepted variations. The draft tables from the notebook are shown in [1]. The report concluded:

1. Initial weight of the interplanetary complex in AESO for different mission profiles lies within the range of 1200-2000 t.

2. Optimal profile – with delivery of the whole complex to artificial Mars satellite orbit (AMSO) and with landing of a minimal mass reentry vehicle.

3. The crew should return to the Earth in a descend module, not entering AESO, with the escape velocity from the Earth.

4. The most optimal variant – with aerodynamics braking to enter AMSO; it will allow twofold or even threefold reduction of launch mass in AESO.

5. The main conclusion: heavy interplanetary vehicle (the main element of the mission complex regardless of the mission profile) should be developed and tested on the Earth and in AESO as a heavy orbital station (HOS).

Quite a representative expert commission gathered in DB-1 to consider the project of H1 rocket (the basis for mission to Mars) in June 1962. Korolev made his speech in a calm and level voice. He emphasized that he presented only a draft design of H1 rocket, meanwhile the projects of other program components required thorough development. Martian purposes of H1 launcher were not emphasized, the latter was represented as a multi-purpose rocket having, among others, defense tasks. Briefly touching upon the mission Mars, he only mentioned that the latter is considered with the use of liquid propellant engines.

The author got the impression that Sergey Pavlovich did not wish to arouse much interest to the mission to Mars and obviously succeeded. The author believes that the overall impression was that beautiful presentation of Mars mission was not substantiated. Even a number of Korolev's deputies, who did not participate in our works, appeared to perceive this task as quite a remote one. All research and calculations were performed in a security-enhanced way. Our work was not announced and discussed in smoking rooms, it was not considered at meetings, otherwise it was not taken seriously by those, who did not participate in it directly. It should be once again noted that the reason for such privacy lay not only in the enhanced security. Korolev feared unfair criticism in the government from his main opponents – V.P.Glushko, V.N.Chelomey and M.K.Yangel. At that time the situation in the higher authorities was very complicated – a fierce “war” for a heavy carrier and hence leadership in promising space programs was provoked by N.S.Khrushchev. Unnecessary flaunting could cause negative reaction of the opponents and later Khrushchev.

Real Korolev's intentions were better expressed by his famous notes on HIS and HOS than by the author's drafts. His notes strike by the extent of his perspective on the interplanetary mission together with the thorough insight into their essence. And these notes were made only two months after the commission meeting, which made many participants (e.g. B.E.Chertok) think that the main goal was the Moon and hence the lunar race.

Finally, in summer 1962, all proposals submitted by Korolev to the expert commission, were approved. It should be emphasized that only an outlook was approved, but not the projects in certain fields. In particular, the works on lunar mission performed by our designers two days before the meeting were not included into the submitted and approved materials. Although Mars project was not particularly highlighted in Korolev's report, it was included into the draft project of H1 rocket, in Appendix 1, and was approved by the head of interdepartmental commission – President of USSR AS M.V.Keldysh. Until today this has been the only official project of the mission to Mars developed according to the governmental decrees and approved by an expert commission appointed by the government.

The decision of commission headed by Keldysh was set forth in the governmental decree issued on 24 September 1962, which listed the specifications of H1 rocket. This enabled to start the production of H1 rocket and the construction of Baikonur cosmodrome buildings. Upon the initiative of Korolev, the Institute for Medical and Biological Problems (IMBP) was established in 1963. The institute was responsible for the development of life-support systems for long interplanetary missions.

Thus, the works on the mission to Mars performed at Tikhonravov's department in 1960-1964 fully confirmed the correctness of Korolev's decision made in July 1962 to use liquid propellant engines instead of electric propulsion. Electric propulsion was associated with a number of problems, some of them have not been solved yet. And allowing for the aerodynamic braking, liquid propellant engines provided advantages in mass characteristics.

Thorough developments of structure of Mars mission complex and its weight characteristics were finished in summer 1964. Initial data were prepared including the data for the development of HIS mockup for on-ground tryout in IMBP and data for the development of heavy orbital station (HOS) to tryout HIS on the near-Earth orbit. On the whole, all the required materials for the involvement of wide cooperation with related organizations in the framework of the project were prepared.

The Decree of 3 August 1964 defined the lunar project as priority. This Khrushchev's decree, lobbied by Korolev's rivals, charged V.N.Chelomey (in the first place) with the task to fly around the Moon in 1967 (before the Americans), which (in case he succeeded) made him a new leader in astronautics (and Khrushchev's son worked in his team). Korolev was charged with the manned landing on the Moon. At the same time, the Martian project was not rejected, so he combined them into one program.

It should be noted that the Americans started their lunar program in 1961, and our first drafts of lunar spacecraft Sergey Pavlovich saw in October 1964, the latter were prepared by the author. Thus, the proverbial lunar race is an absurd fable, though not the journalists' one but one of Korolev's ex-companion's.

After Korolev's death in 1966, his first deputy (since 1946) Vasiliy Pavlovich Mishin continued his work. Flight tests of H1 rocket started in 1969. Four launches confirmed its high flight efficiency, though the launches ended with accidents due to the fact that the engines were not tried out well enough after they had been improved for the lunar program. All the corrections to the rocket were made and the required reliability was provided by 1974. All the specialists agreed that the fifth launch was to be successful. The tests of life support systems were conducted in the Institute for Medical and Biological Problems on the mockup of a heavy interplanetary vehicle in the conditions simulating an interplanetary mission and with the participation of test engineers.

The result was the following: the Decree of 1959, so far as the development of the basis for the interplanetary mission was concerned, was in fact half finished by 1974. And all the participants were eager to succeed. Keldysh, who offered to reject the Moon landing and focus the efforts on Mars project in 1969, believed that we were able to perform a manned flight around Mars in 1975. And as we know, Mstislav Vsevolodovich was able to calculate very well.

However, at the end of 1969, the experts of DB-1 specializing in control systems took the advantage of confusion in the government after the US Moon landing and H1 launch accident. They were afire with enthusiasm for the development of the first ever permanent space station. The idea was elementary. It was supposed to dock Soyuz spacecraft (these spacecrafts had already docked with each other) with Almaz station (taking it from Chelomey) equipped with the mating parts of another Soyuz.

These specialists aimed at hogging the blanket left from Korolev. Behind Mishin's back, they submitted their idea to the Secretary of the Central Committee of the Communist Party Dmitriy Ustinov. Moreover, they deceived him promising to create the station in a year and without detriment to the main works. Mishin and Chelomey argued: DB-1 developed 100-tonne multipurpose orbital complex (MOC), DB-52 developed the military station Almaz. Ustinov was seduced by the promised rapid success and made Mishin deal with the stations. This was the reason for a long-lasting conflict.

When the idea failed, the specialists, to pass the buck, made a false denunciation, in which they laid the blame for their mistakes on Mishin and proposed to dismiss him. They were supported by Valentin Glushko, who could not put up with the fact that H1 was not equipped with his engines. Glushko took up Mishin's position and prohibited the launches of two H1 rockets equipped with new reliable N.D.Kuznetsov's engines. All the hardware, groundwork for rockets and lunar spacecrafts, on-ground hardware and all technical documents on the Soviet interplanetary program were completely destroyed.

Those who initiated the change of direction made everything to conceal the Soviet interplanetary program from the public. The information about the efforts of hundreds of thousands of toilers who participated in Mars project were suppressed and later revealed in mass media by ex-companions as Korolev's vain attempts to overtake the Americans in the lunar race, which indeed had never existed.

The book "Manned Mission to Mars" edited by Academician Koroteev claims that Korolev did not work on the mission to Mars in 1959-1966, and Chertok in his memoirs "Lunar Race" states that Korolev was at that time losing the lunar race to Wernher von Braun having adopted wrong design parameters of H1 rocket. The respected Academicians are not confused by the ridiculousness of their fables. It follows from their words that Korolev, who had been dreaming of interplanetary missions from his youth and devoted all his life to them, pressed for two governmental decrees which charged him with the expedition to Mars, but immediately gave up this idea and chased the Americans to the Moon like a boy.

Conclusions

Half a century passed after Korolev's Mars project was approved. There is no other alternative today. The future of Russian astronautics is rather obscure. There are five options.

First. Terminate manned flights, substantiating it with the fact that we have been carrying our foreign friends to the orbit for 40 years already. High expenditures and no benefit.

Second. Keep on working as taxi drivers and plumbers in the American space hotel with inevitable dismissal in prospect.

Third. Fly to Mars using electric propulsion. All such projects have problems with weight. Thus, the book "Manned Mission to Mars" issued by Tsolkovskiy Russian Academy of Astronautics describes recent Russian project of the mission to Mars. It summarizes weight characteristics in a table. The mass of the complex at AESO is 366 t, and a caption below states "without landing". There are no other figures. But the mission without landing is just a mere flight around Mars. I remind that the President of the Academy of Sciences Keldysh proposed to reject the manned lunar landing and perform a flight around Mars using two H1 spacecrafts in 1975. Two H1 spacecrafts equal to 190 t, but not 366 t. The project with electric propulsion has twice the mass of liquid propellant project. However, somebody has persuaded President Medvedev to allocate 17 billion rub. to the development of electric propulsion. I do not claim that we do not need the latter, but "... the manned missions do not require plasma propulsion engine – all the tasks can be solved using chemicals", - said Glushko in 1987 after long deliberation.

Fourth. Create a lunar base. Two books have made an attempt to substantiate their expediency: “Astronautics of the 21st Century” [4] and “MOON – step towards Solar System Exploration” [3]. The books were edited by Academicians Boris Chertok and Viktor Legostaev. They initiated the development of orbital stations in 1969, and now they are promoting the lunar bases, since ISS is in the evening of its life.

The initial position of Academician B.E.Chertok's forecast for 2101: “We do not need the mission to Mars. Instead of Mars, the World Space Agency will set to save the Earth, human civilization, from the disastrous global warming using solar sails mounted on spacecrafts loitering around a libration point between the Earth and the Sun. Till the end of the 21st century, spacecrafts will be built on a powerful industrial base on the Moon using lunar resources. This will allow control of the Earth climate from space in the 22nd century”. As a matter of fact this is the initial point. However, Chertok having the sense of humor wrote that this unlikely forecast was based not on science but on political fantastic fiction.

Nevertheless, this political fantastic fiction obtained an engineering basis in the second book. The specialists imagine a solar sail spacecraft intended for controlling the climate and saving the humanity from the deadly solar rays in the 22nd century as a special curtain with a mass of 56 million tonnes (!!!) and a diameter of 1800 km. To solve the world power engineering problems it is supposed to transmit the energy from space to the Earth using solar power plants and 5000 of 100-tonne relay satellites with the diameter of 1 km and the total mass of 160 million tonnes (!!!) located in libration points and stationary orbit. They will be delivered there by 42 electric propulsion tug spacecrafts over the period of 30 years.

It is very expensive to launch these 216 million tonnes to space from the Earth (400 Proton-type rockets should be launched daily till the end of the century). 216 million tonnes will weigh 33 million tonnes on the Moon, thus the specialists decided to launch them from the Moon producing them on a lunar base using local resources. And a large industrial city with blast furnaces, rolling mills, plants, enterprises, Baikonur launch site are supposed to be cultivated on the Moon from seedlings. As the specialists have no weight report for this city and a number of Protons launched per day to deliver the city to the Moon, the venture of lunar base can not be considered as a project.

Finally, the fifth. Fly to Mars using liquid propellant engines. It is an obvious fact that Korolev's Mars project has no other alternative. But why the respected specialists have been persistently ignoring this fact for decades. I believe this to be the main reason for degradation of Russian Astronautics. I mean the main reason is falsification of its history. People, who destroyed Korolev's Mars and Moon projects in 1974, made everything to conceal them from the public. Korolev was deprived of the main component of his scientific legacy – interplanetary project, and he was turned into a loser who had lost the nonexistent lunar race to the Americans. Mishin was foully slandered. Glushko even stroke his name off the encyclopedia of astronautics, which listed thousands of names. Tikhonravov is simply forgotten and not recalled.

Of course, I do not mean the monuments which have not been erected or have been erected for nothing. The specialists, who changed the goals of astronautics in 1974, did this to take the place of Korolev, Mishin. Tikhonravov. They succeeded. Through the decades of work they gathered teams of associates. Any attempts to return to Korolev's Mars project mean a deadly threat to them. We inevitably need to ask them a question: “Why did you destroy all this to return to this issue after 40 years”, and some patriarchs of astronautics may turn into criminals, who wrecked the flight of Soviet people to Mars making our country lose the leadership in astronautics.

These people have not developed a single space system for decades, but they keep on arguing that they were right to destroy Korolev's project of Mars mission. Although Korolev, Tikhonravov, Mishin and Keldysh not only considered the latter to be real, they even half implemented it.

An objective reason should be added. The designers who nested around Permanent Orbital Station and ISS have been drawing the modules of orbital stations for 40 years, and it is rather difficult for them to develop something for real. This is how Martian electric propulsion monsters with 40-football-pitch solar arrays, 1800-km solar curtains for solar ray protection, electric propulsion tugs sometimes appear, anything but Korolev's Mars project destroyed by them.

The situation will not change by itself. It can not be changed by peaceful means. I have tried in vain. It should be changed by strong-arm tactics, like the one used to destroy our interplanetary program. But today's captains of astronautics, in case they are ready to turn the wheel, should realize themselves which way and direction to choose. This is an important moment of selection of goal. And the public will not help with it – there is a well-trained and concerned majority who will shout in unison: let there be a lunar base! As a matter of fact they have said this in "Strategy..."

Instead of this, the four captains need to gather somewhere in Zavidovo and discuss without ruffle or excitement: how can astronautics gladden our people, like the Victory in 1945, satellite launch, Gagarin's flight. Maybe we should land on the Moon and demonstrate the insignificance of Russia, which has been seeking to repeat the lunar success of the USA for 50 years, or maybe we should develop an electric propulsion tug for delivery of industrial stuff to the Moon by 2030. Or maybe we indeed should cover ourselves from solar rays with a 1800-km curtain, as the patriarch of astronautics suggests. The Siberians will be especially happy with it when it is minus forty degrees Celsius outside.

After such considerations one should check the altitude against a compass. And the latter is verified by Tsiolkovskiy, Zander, Korolev, Tikhonravov, Mishin, Keldysh and two governmental Decrees. And it points directly to Mars. Mars is an ultimate goal in space, which can be really achieved by human civilization. The manned missions outside the Martian orbit is fiction. The country which succeeds in this mission is going to be considered a great space power forever. Lunar landing will be forgotten. The pride and happiness of the people of this country are going to be second to none. Those who will have personally implemented this project will enter the list of names next to Tsiolkovskiy and Korolev.

To make our astronautics survive, it is necessary – ***to adopt the short-term goal of Russian astronautics – to perform the first ever manned one-year-long flight around the Sun, in an interplanetary space along a heliocentric orbit on HIS put into libration point.***

To provide this, we need to assemble only 80 tonnes in orbit, and this is absolutely possible at present. After Gagarin's flight this is going to be the second main step on the way towards Mars, the way paved by Tsiolkovskiy, Zander, Korolev, Tikhonravov, Mishin, Keldysh and thousands of their faithful associates, who have not betrayed the interplanetary idea and have never asked a philistine question: "What will we gain from the flight to Mars?"

Appendix (Figures)

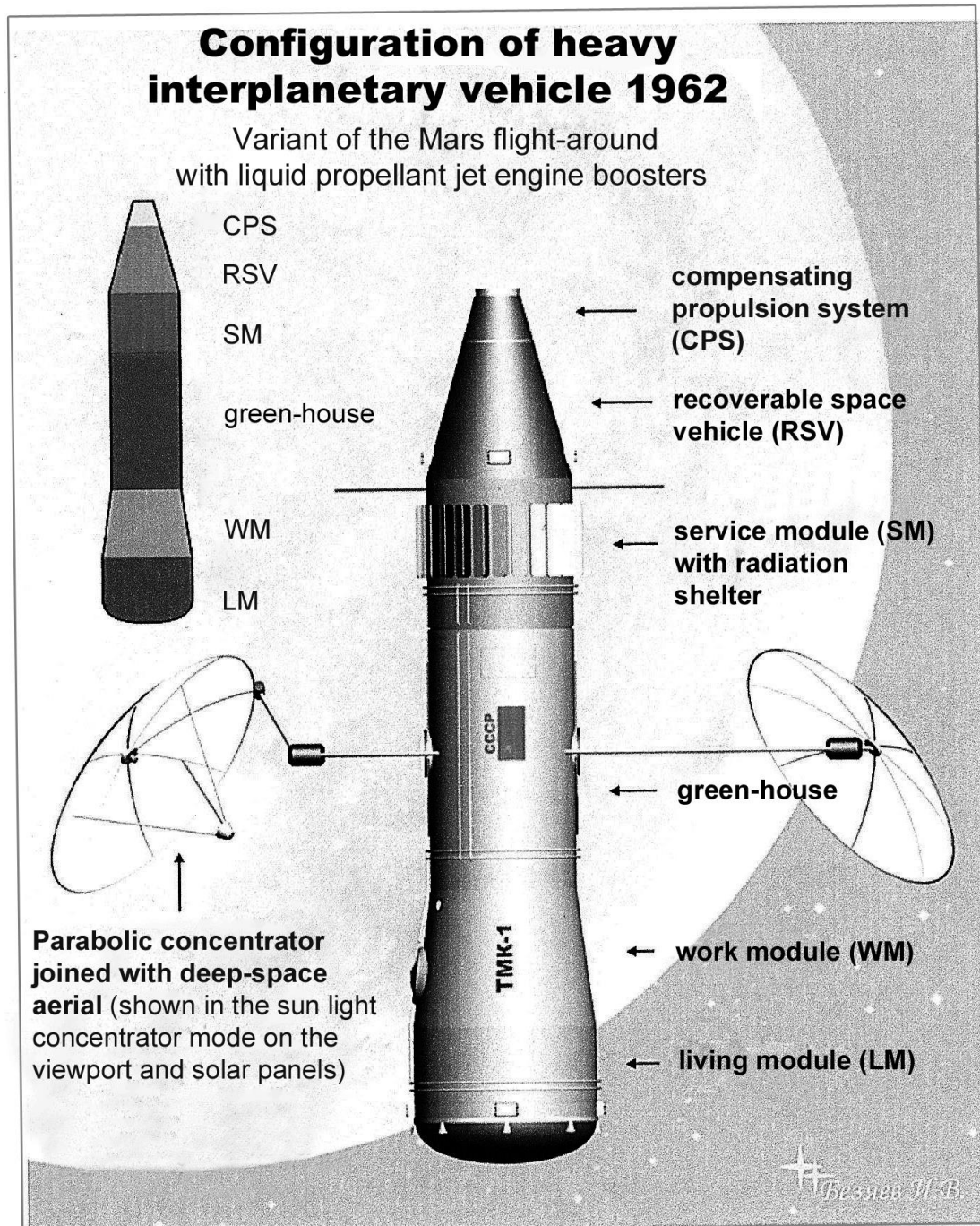


Fig. 1. Heavy interplanetary vehicle. One of the initial versions of 1962.

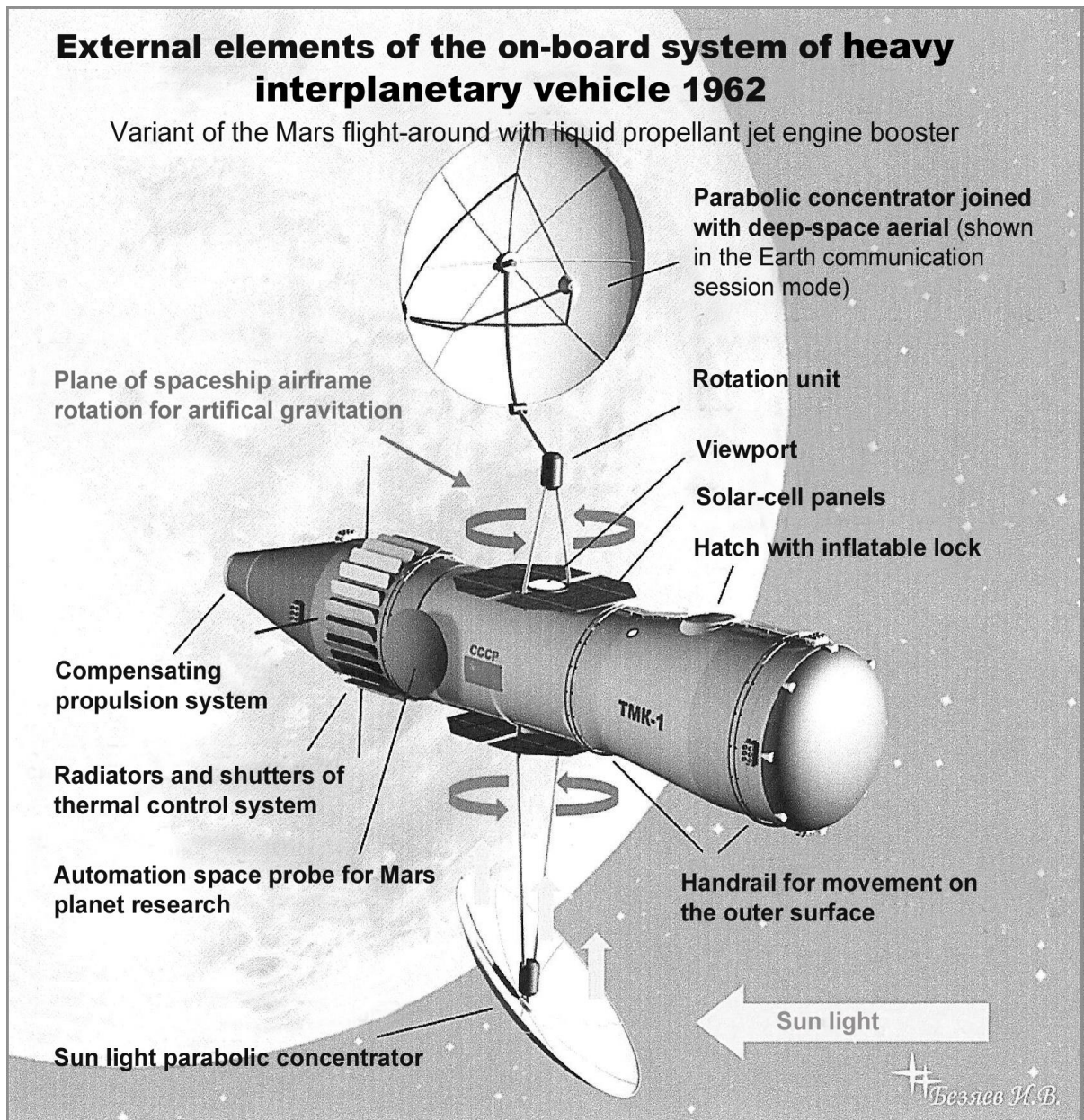


Fig.2.

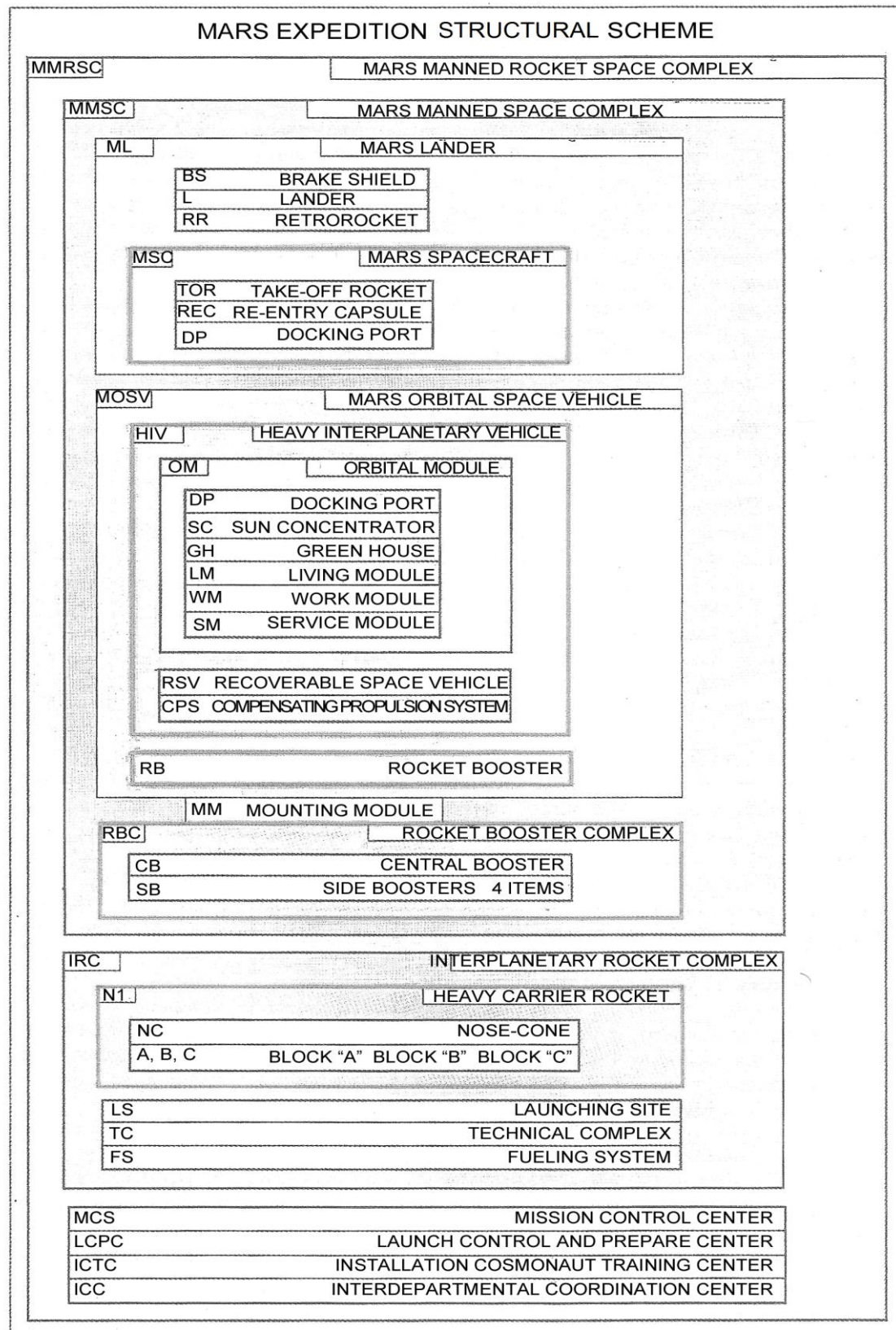
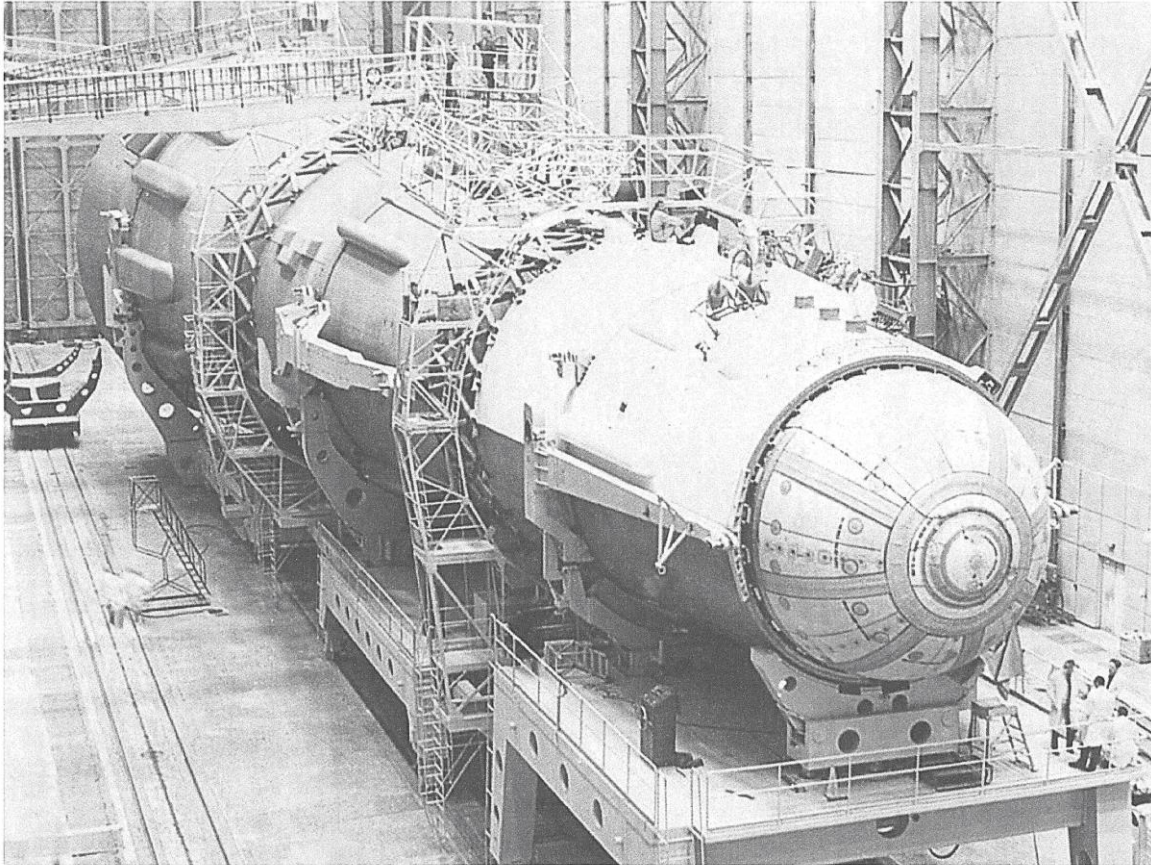


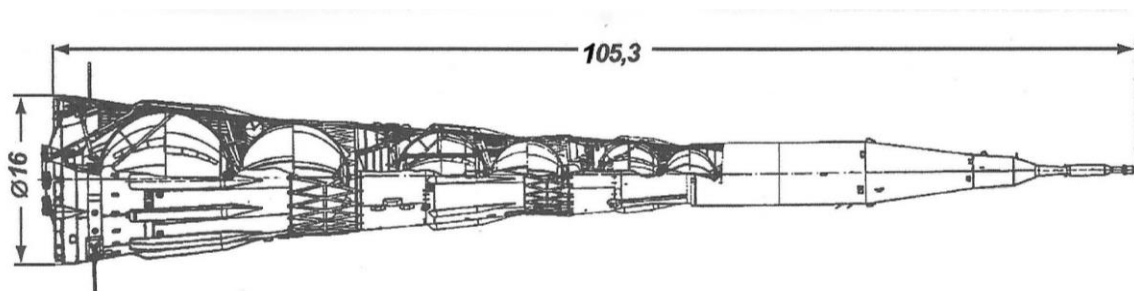
Fig.3. Structural scheme of manned rocket-and-space system for the mission to Mars.

Carrier rocket N1



Payload mass placed to the circumterrestrial orbit ($H_{cr} = 200$ km), ton	90
Launch mass, ton	2800
Propellant mass, ton	
oxygen	1730
kerosene	680
Total thrust of engines on the ground, ton-force	4615

Fig.4. Heavy rocket N1 intended for putting manned spaceships into the interplanetary space
– in the integration and test building of TsNII-5 MR site



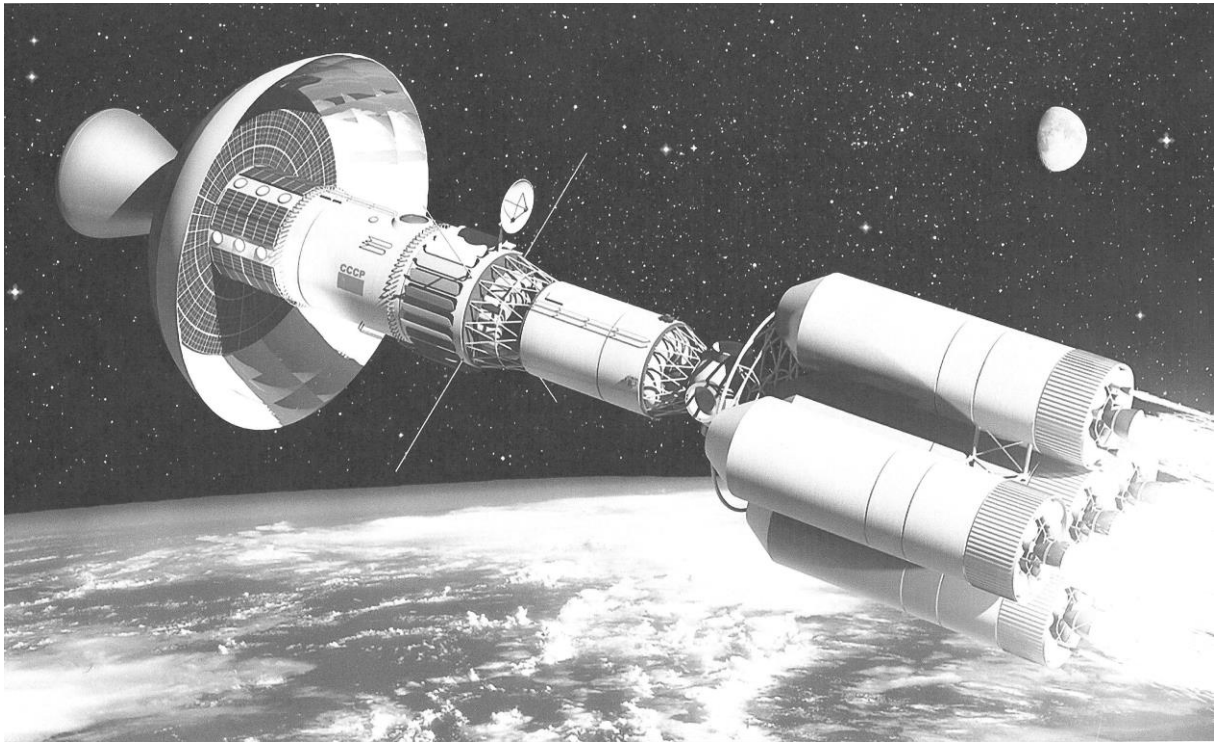


Fig.5. Mars manned space system (project of 1962; launch from AESO to Mars)

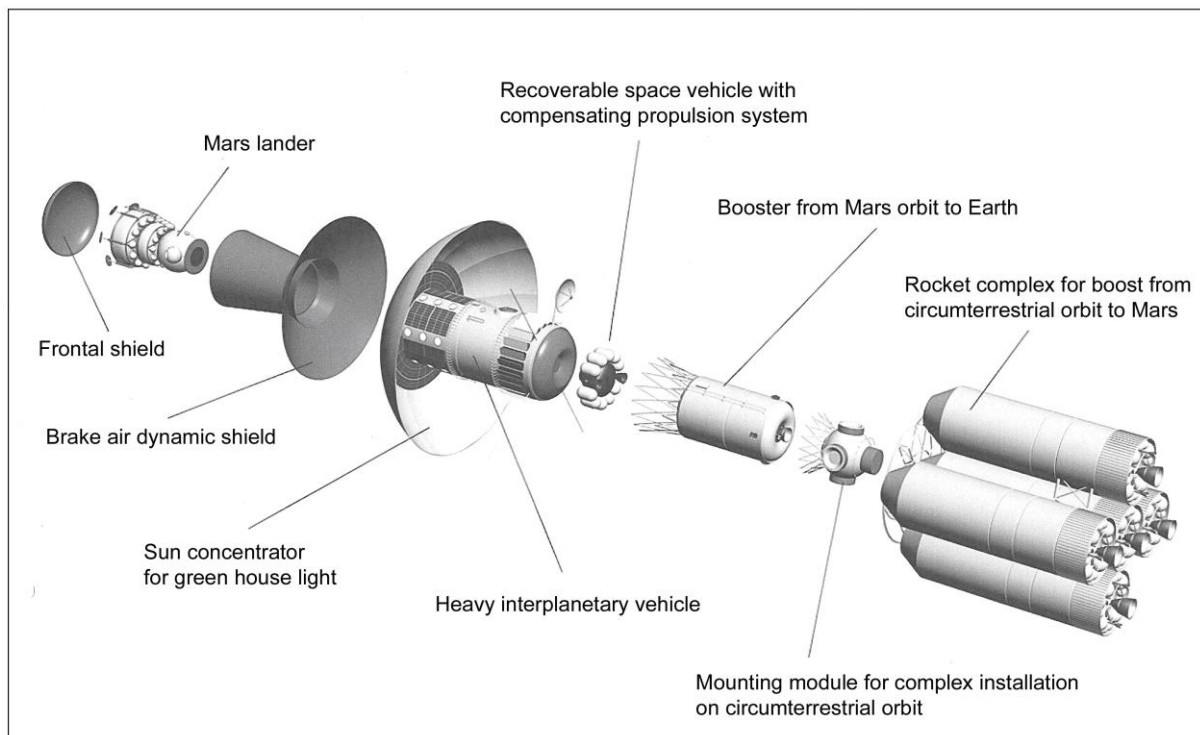


Fig.6. Integral parts of Mars manned complex

MARS EXPEDITION INTERPLANETARY SPACE COMPLEX WEIGHT REPORT (ON THE MARS ORBIT)		
No.	ISC part	ton
1.0.0.	Interplanetary space complex (on the Mars orbit)	83.1
	Orbit interplanetary complex (HIV+RB)	53.1
1.1.0.	Heavy interplanetary vehicle	16.8
1.1.1.	Recoverable space vehicle	2.1
1.1.2.	Orbit module	12.9
1.1.3.	Compensating propulsion system	1.8
1.2.0.	Landing complex	30.0
1.2.1.	Re-entry capsule	3.5
1.2.2.	Take-off rocket	16.5
1.2.3.	Landers	10.0
1.3.0.	Booster (from Mars orbit)	36.3
	(brake module)	179.0

Fig. 7.

MARS EXPEDITION INTERPLANETARY SPACE COMPLEX WEIGHT CHARACTERISTICS ON FLIGHT STAGES FOR TWO VARIANTS		
Flight stages to Mars	ISC weight with	ISC weight with
	airbraking	brake module
	ton	ton
On the Mars satellite orbit	83.1	83.1
In the flight to Mars before braking	103.1	262.0
On circumterrestrial orbit before start to Mars	314.5	917.0
On circumterrestrial orbit considering 20% of reserve	378.0	1141.0

Fig. 8.

References

1. V.E.Bugrov. V.Bugrov's notebooks of 1961-1966, (in Russian)
2. V.E.Bugrov. S.P.Korolev's Mars Project. M., Russkiye vityazi, 2009. (in Russian)
3. B.E.Chertok. Rockets and People. Lunar Race, M., Mashinostroenie, 1999. (in Russian)
4. A.S.Koroteev. Manned mission to Mars. M., RAATs, 2005 (in Russian).
5. V.P.Legostaev. V.A.Lopota. Moon – step to technology of Solar System mission. RSC "Energia " 2011 г. (in Russian)
6. B.E.Chertok. Cosmonautics in XXI Century, RT Soft, 2010 (in Russian).

Vladimir Evrgafovich Bugrov. Participated in the development of Burya cruise missile in Lavochkin Design Bureau in 1955-1961. In Rocket and Space Corporation “Energia”: developer of projects of Mars and lunar missions in 1961-1966, test astronaut – he was trained for a lunar mission in a team of astronauts in DB-1 in 1966-1968, Leading designer of manned rocket-and-space complexes for a lunar mission and Energia-Buran in 1968-1988, Head of Safety Department of manned space flights of RSC Energia in 1988-1995. In Gazkom Stock Company – Yamal Project consultant in 1995-1997. Honored Engineer of Russia.

Генеральный конструктор Виктор Петрович Макеев

Создатель отечественной школы морского ракетостроения, дважды Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской и Государственных премий

В.Г. Дегтярь, Р.Н. Канин

АО «Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева»
Россия, 456320, Миасс, Тургорское шоссе, 1



25 октября 2014 г. исполнилось 90 лет со дня рождения академика Виктора Петровича Макеева, выдающегося учёного и крупного общественного деятеля, основоположника отечественной школы морского ракетостроения, генерального конструктора стратегических ракетных комплексов с баллистическими ракетами подводных лодок (БРПЛ) Военно-Морского Флота.

Свой трудовой путь В.П. Макеев начал в 1939 г. чертёжником на авиационном заводе. Во время войны, в 1942 г., находясь в эвакуации, поступил учиться на заочное отделение Казанского авиационного института. По окончании в 1947 г. Московского авиационного института был направлен в знаменитое ОКБ-1, возглавляемое С.П. Королёвым. Знакомство и дальнейшая совместная работа с Сергеем Павловичем навсегда определили судьбу молодого инженера. Королёв оценил незаурядные творческие и организационные способности В.П. Макеева и в 1952г. назначает его ведущим конструктором одной из новых ракет, разрабатываемой ОКБ-1, а в 1955г. рекомендует Виктора Петровича главным конструктором вновь создаваемого

специализированного конструкторского бюро СКБ-385 (в дальнейшем КБ машиностроения) на Урале, которому вскоре и была поручена разработка важного самостоятельного направления в ракетной технике - баллистические ракеты подводных лодок. Все последующие годы он руководит работами КБ, отдавая свой талант конструктора, учёного, организатора созданию и становлению нового направления отечественного ракетостроения. За это время КБ машиностроения стало ведущей научно-конструкторской организацией страны.

Результатом более чем 30-летней деятельности В.П. Макеева как генерального конструктора КБ машиностроения, руководителя кооперации предприятий стали три поколения стратегических ракетных комплексов морского базирования, не уступающих по основным параметрам зарубежным комплексам. Эти поколения могут быть охарактеризованы следующими положениями.

Первое поколение. Демонстрация и начало развертывания стратегического (ядерного) морского оружия с межконтинентальной досягаемостью. Первичная демонстрация - пуск БРПЛ Р-11ФМ в сентябре 1955 г. с подводной лодки (ПЛ) проекта В611 - состоялась практически одновременно с появлением в СССР межконтинентального бомбардировщика (1955 г. по оценке США) и раньше первого пуска межконтинентальной баллистической ракеты - МБР Р-7 в 1957 г. Обе ракеты были созданы в ОКБ-1 главного конструктора С.П. Королёва. БРПЛ первого поколения Р-11Ф, Р-13 и Р-21 (последние две - главного конструктора СКБ-385 В.П. Макеева) развертывались на 28 дизельных ПЛ проектов АВ611, 629, 629Б главного конструктора Н.Н. Исанина и 8 атомных ПЛ проекта 658 главного конструктора С.Н. Ковалёва, которые были построены в 1957-1962 гг. (всего 103 БРПЛ).

Второе поколение. Реализация стратегических свойств БРПЛ и развертывание морской составляющей стратегических ядерных сил (СЯС) страны. Малогабаритные ракеты Р-27 (средней дальности стрельбы) и Р-29 (межконтинентальной дальности), разработанные в СКБ-385 (КБ машиностроения) главного конструктора В.П. Макеева, развертывались на 56 атомных ПЛ проектов 667А, 667АУ, 667Б и 667БД главного конструктора С.Н. Ковалева, которые строились в 1967-1977 гг. (824 БРПЛ).

Третье поколение. Реализация паритетной совокупности боевых свойств БРПЛ, завершение развертывания морских СЯС страны с частичным переходом на твёрдотопливные БРПЛ. Межконтинентальные БРПЛ с разделяющимися головными частями (РГЧ) Р-29Р, Р-39 (твёрдотопливная) и Р-29РМ, разработанные в КБ машиностроения генерального конструктора В.П. Макеева, развертывались на 27 атомных ПЛ проектов 667БДР, 941 и 667БДРМ генерального конструктора С.Н. Ковалёва (Ленинградское проектно-монтажное бюро «Рубин»), которые строились в 1978-1990 годах.

Всего создано восемь базовых БРПЛ и 16 их модифицированных вариантов. Кроме того, были разработаны твёрдотопливная БРПЛ Р-31 (главный конструктор П.А. Тюрин, ЦКБ «Арсенал») и БРПЛ с самонаведением Р-27К для поражения надводных целей (главный конструктор В.П. Макеев), которые находились в опытной эксплуатации на одной переоборудованной подводной лодке, каждая.

Не останавливаясь на БРПЛ первого поколения, отметим только, что при их разработке удалось решить принципиальные первопроходческие задачи сопряжения баллистической ракеты и подводной лодки: реализовать стрельбу с подвижного и качающегося основания, стартовать из-под воды, а также организовать кооперацию морских ракетчиков и ракетных кораблей в промышленности, приступить к созданию необходимой инфраструктуры ВМФ. Тогда же подводный флот начал становиться атомным и ракетно-ядерным. Именно в этот период подвижного и, в какой-то

степени, романтического развития отечественной ракетной техники, когда каждая разработка становилась знаковой и приоритетной, когда была заложена основа отечественной ракетно-космической отрасли, был создан фундамент самобытного и оригинального морского ракетостроения, сыгравшего важную роль в развертывании эффективной морской составляющей стратегических ядерных сил страны.

Второе поколение подтвердило не только становление отечественного морского ракетостроения, но и достижение ряда качественных приоритетных результатов. Перечислим основные технические решения и результаты, ставшие сутью нашего морского ракетостроения:

- одноступенчатая и двухступенчатая малогабаритные ракеты с цельносварными прочноплотными корпусами и «утопленными» двигателями в баках горючего и окислителя;
- приоритетная реализация межконтинентальной дальности стрельбы на морской ракете и астрокоррекции полёта на боевой ракете;
- заводская заправка ракет компонентами топлива с ампулизацией баков сваркой; эксплуатация на флотах заправленных ракет;
- создание малогабаритной пусковой установки (10-15% от стартовой массы ракеты) с резинометаллическими амортизаторами и с размещением элементов пусковых систем на ракете;
- автоматизация процессов эксплуатации, предстартовой подготовки и залповой стрельбы многократного увеличенного боекомплекта ракет на лодке;
- приоритетная реализация пусков из околорысункных широт Арктики, всепогодности подводного старта, надводного и подводного стартов на одной ракете, а также кассетной (трёхблочной) разделяющейся головной части с боезарядами малого класса мощности.

Перечисленные результаты основаны на совокупности системных научно-технических решений, а также организационных достижений многотысячных конструкторских и научно-исследовательских коллективов, руководимых А.М. Исаевым, Н.А. Семихатовым, Е.И. Забабахиным, Я.А. Хетагуровым, В.Н. Соловьёвым, во главе с КБ машиностроения (ныне АО «ГРЦ Макеева»), возглавляемым В.П. Макеевым, в содружестве с «ЛПМБ «Рубин», с отраслевыми институтами и институтами ВМФ.

Исключительно большой вклад в становление морского ракетостроения, в дело совершенствования отечественных морских ракет внесло совместное революционное решение двигательного и ракетного конструкторских бюро о размещении маршевых двигателей в топливных баках ракет. В начале 60-х гг. это было пионерское решение, ни разу не применявшееся в мировом ракетостроении. Пойти на такой нетрадиционный шаг могли только такие выдающиеся конструкторы, как А.М. Исаев и В.П. Макеев. Но именно это решение позволило во втором поколении достичь нужного уровня тактико-технических характеристик, необходимой малогабаритности ракет, а по межконтинентальной дальности стрельбы опередить зарубежные аналоги и, тем самым, скомпенсировать особенности нашего военно-географического положения.

Необходимый и весьма значительный скачок был сделан в бортовых системах управления: применение цифровой вычислительной техники, гиросtabilизированных платформ и астрокоррекции полёта межконтинентальной ракеты реализованы Н.А. Семихатовым и В.П. Макеевым в содружестве с главными конструкторами гиросtabilформ В.И. Кузнецовым, Н.А. Пилюгиным и корабельных вычислительных систем Я.А. Хетагуровым. Без астрокоррекции (руководитель работ по астровизирующему устройству В.А. Хрусталёв, СКБ-1, ЦКБ «Геофизика») при

имеющихся ошибках навигационного обеспечения подводных лодок, отклонения боевых блоков от точек прицеливания составили бы несколько десятков километров.

Кардинальное улучшение войсковой эксплуатации морских ракет за счёт исключения хранилищ компонентов топлива и средств заправки ракет из состава флотских баз и операций повышенной опасности из схемы прохождения ракет привели к увеличению возимых, а также погрузочных масс ракет. Главным конструктором В.П. Соловьёвым в содружестве с В.П. Макеевым и НИИ вооружения ВМФ, руководимым вице-адмиралом Н.И. Боравенковым, были отработаны и внедрены маршруты прохождения более тяжёлых ракет от заводов-изготовителей до подводных лодок с учётом испытаний и штатной эксплуатации в условиях арсеналов, баз и полигонов ВМФ. Созданные и развернутые комплексы наземного оборудования и средства погрузки обеспечивают круглогодичную погрузку ракет на подводную лодку в сложных погодных, ветровых, волновых условиях базирования на Северном и Тихоокеанском флотах. Заметный вклад в достижения на БРПЛ второго поколения внесён боевыми блоками. Основное направление совершенствования блоков - радикальное уменьшение массогабаритных характеристик моноблоков повышенного класса мощности - реализовано в конструкции корпусов (В.П. Макеев), в боезарядах (ВНИИЭФ, научный руководитель Ю.Б. Харитон), в спецбоеприпасе (ВНИИТФ, научный руководитель Е.И. Забабахин); кроме того, разработан первый образец боевого блока малого класса мощности (В.П. Макеев, Е.И. Забабахин), использованный в трёхблочной РГЧ кассетного типа. Последним из указанного создан первоначальный технический задел для реализации высокоскоростных боевых блоков малого и среднего классов мощности для РГЧ морских ракет третьего поколения.

Исключительно важную роль в использовании нового уровня тактико-технических характеристик сыграли вопросы обеспечения эксплуатации и применения БРПЛ. Увеличенный боекомплект ракет на лодке, сокращённое время предстартовой подготовки, многовариантные боевые задания ракетам при планетарной досягаемости, залповая стрельба с малым интервалом, постояннодействующие вопросы безопасности... Все это однозначно потребовало практически полной автоматизации процессов эксплуатации, а также планирования и выдачи боевых заданий с учётом дальности стрельбы и районов боевого патрулирования. Задача автоматизации решена при разработке функциональных объединений: ракетно-стартовой системы; систем повседневного, предстартового и послестартового обслуживания; совокупности систем управления ракетным оружием; корабельного боевого стартового комплекса. Организация взаимодействия систем ракеты и ракетного комплекса, а также их разработчиков, рациональное распределение решаемых задач по системам, входящим в функциональные объединения, выделение новых составляющих и новых системообразующих проблем, наземная отработка функциональных объединений и их составляющих стали одним из главных направлений деятельности В.П. Макеева и руководимого им КБ машиностроения. Решение общих и ряда частных задач В.П. Макеев брал на себя (пусковая установка, аппаратура управления корабельными системами обслуживания, система телеизмерений и т.д.). Решения других становилось делом головных разработчиков системы управления (Н.А. Семихатов), систем подводной лодки (С.Н. Ковалёв), корабельных вычислительных систем (Я.А. Хетагуров). Все эти вопросы и задачи регулярно обсуждались на Советах главных конструкторов, идеи о работе и стиль работы которого В.П. Макеев заимствовал у своего учителя С.П. Королёва. Итогом такой организации работ стали достижения высоких тактико-технических и эксплуатационных свойств стратегического морского

оружия, подтвержденное многолетними сроками службы БРПЛ второго поколения - Р-27(РСМ-25) и Р-29 (РСМ-40).

Развертывание третьего поколения отечественных БРПЛ завершило количественное формирование морских стратегических ядерных сил. Главная особенность этих БРПЛ заключается в оснащении их разделяющимися головными частями при сохранении межконтинентальной дальности стрельбы (у американских аналогов «зеркальная» особенность - достижение межконтинентальной дальности стрельбы у БРПЛ с разделяющейся головной частью). Результат такого развития - паритет в боевых свойствах отечественных и зарубежных БРПЛ.

На третьем поколении впервые была разработана, принята на вооружение и развернута твердотопливная БРПЛ Р-39 с необходимыми свойствами: РГЧ с десятью блоками малого класса мощности, межконтинентальная дальность и улучшенная точность стрельбы, увеличенный до 20 единиц боекомплект на подводной лодке. Для этой ракеты создана оригинальная пусковая установка, полностью размещённая на ракете и сбрасываемая на начальном участке полета. Разработка твёрдотопливной БРПЛ Р-39 (РСМ-52) была подстрахована созданием в кратчайшие сроки жидкостной БРПЛ Р-29Р (РСМ-50), ставшей глубокой модернизацией ракеты второго поколения Р-29 (РСМ-40) и давшей приоритет отечественным межконтинентальным БРПЛ с РГЧ (на ракете реализованы три типа головных частей с 1, 3 и 7 боевыми блоками). Кроме того, выполнена полномасштабная разработка наиболее совершенной БРПЛ Р-29РМ (РСМ-54) - РГЧ с 10 и 4 боевыми блоками. С 1986 г. велась также полномасштабная разработка БРПЛ Р-39УТТХ (РСМ-52, вариант). Предполагалось эту ракету оснащать 8-блочной РГЧ (среднего класса мощности) аналогично наиболее совершенному зарубежному аналогу «Трайдент-2». Разработка остановлена на этапе совместных лётных испытаний в 1997 г. (при готовности 73%) и прекращена в 1999 году.

Характерной особенностью БРПЛ третьего поколения является создание в ракете, в системах ракеты и системах ракетного комплекса адаптивно-модульных свойств и модернизационных запасов; вариантность головных частей по количеству блоков, вариантность боевых блоков одного класса мощности, вариантность оснащения средствами противодействия противоракетной обороне, вариантность типов траекторий полета, вариантность режимов работы системы управления, улучшение точности стрельбы для каждого из режимов, моновариантность боевых заданий для ракеты и для залпа (боекомплекта) ракет, многовариантность разведения боевых блоков на индивидуальные точки прицеливания в зонах произвольной формы и с переменной энергообеспеченностью, вариантность построения боевых порядков залпа ракет на активном участке полёта и боевых блоков ракеты на пассивном участке, а также при подходе к цели и т.д., и т.п.

Перечисленные адаптивно-модульные свойства частично реализованы в пяти вариантах ракеты РСМ-50, в двух вариантах ракеты РСМ-52 и в пяти вариантах ракеты РСМ-54, принятых на вооружение. Другие вариантные свойства используются при планировании боевых заданий, корректировке и смене боевых заданий, при подготовке к старту и в полёте (последнее по признакам, заложенным в задании, либо по алгоритмам, реализованным в бортовой системе управления). При этом на ракетоносцах обеспечивается одновременное использование всех вариантов ракет, в любом сочетании.

Реализация новейших конструкторских идей, опережающая технологическая подготовка и техническое переоснащение производства, внедрение принципиально новых схемных, конструктивных и материаловедческих решений при разработке,

изготовлении и испытании ракетных комплексов в интересах Военно-Морского Флота было возможным, благодаря разветвленной кооперации научно-исследовательских институтов, конструкторских бюро, заводов-изготовителей, испытательных полигонов, которые сформировались под руководством В.П. Макеева.

В.П. Макеев был признанным лидером среди руководителей огромной кооперации разработчиков систем комплексов. Обладая природной интуицией и беря основную тяжесть ответственности на себя, Виктор Петрович своим примером поднимал большие коллективы на решение сложных научно-технических задач при создании морских ракетных комплексов. Отечественная школа морского ракетостроения, создателем и руководителем которой стал В.П. Макеев, достигла мирового приоритета в ряде тактико-технических характеристик и конструктивно-компоновочных решений по ракетам, системам управления, стартовым системам, обеспечила организацию и сопровождение серийного производства и эксплуатации стратегических морских ракетных комплексов на флотах.

Велики заслуги генерального конструктора, академика В.П. Макеева в создании уникальной организации оборонной промышленности страны - Государственного ракетного центра, ныне носящего его имя. Это можно оценить и по масштабу поставленных и выполненных ГРЦ задач, и по уровню технических разработок, и по реализации смелых по замыслу проектов.

Всё, что сделано Виктором Петровичем Макеевым – это целая эпоха в развитии и становлении отечественного морского ракетостроения. Чтобы «поднять» такое направление и поставить его на службу обороны страны как одно из главных в стратегических ядерных силах, надо иметь талант учёного, изобретателя, конструктора, организатора. Всем этим Виктор Петрович Макеев обладал сполна и использовал в своей деятельности.

В современных условиях АО «ГРЦ Макеева» при разработке перспективных и модернизации существующих ракетных комплексов стратегического назначения решает новые задачи, обеспечивающие повышение эффективности применения и сохранения стратегического паритета России, выполняет фундаментальные научно-исследовательские и опытно-конструкторские разработки по Государственной программе вооружения в интересах Ракетных войск стратегического назначения и Военно-Морского Флота.

С 1999 г. коллектив АО «ГРЦ Макеева» разрабатывал ракетные комплексы с перспективным боевым оснащением («Станция», «Станция-2»). В течение нескольких лет была проведена замена боевого оснащения на новое, созданное Уральской кооперацией разработчиков ГРЦ и ВНИИТФ, модернизированы не только узлы ракеты, но и агрегаты наземного оборудования, системы подводных лодок. Комплекс Д-9РМУ1 с ракетой Р-29РМУ1 «Станция» принят на вооружение ВМФ в 2002 году. В 2003 г. ОКР «Станция» была отмечена Государственной премией РФ в области науки и техники. Признано, что новое боевое оснащение, ракета и ракетный комплекс по техническим показателям превосходят лучшие зарубежные аналоги.

В обеспечение продления сроков эксплуатации ракеты Р-29РКУ-01 в опытно-конструкторской работе «Станция-2» была реализована возможность переоснащения ракеты боевыми блоками повышенной эффективности и безопасности с минимальным объёмом доработок ракеты и систем комплекса (после переоснащения – ракета Р-

29РКУ-02 «Станция-2»). Главный результат ОКР «Станция-2», подтвержденный лётными испытаниями, а также продлением срока службы ракет в ОКР «Пакт» – обеспечение увеличенного срока эксплуатации Северо-Восточной группировки подводных лодок проекта 667БДР до 2015–2017 годов. Комплекс Д-9РКУ-02 с ракетой Р-29РКУ-02 «Станция-2» принят на вооружение ВМФ в декабре 2006 года.

В 2007 г. на вооружение ВМФ сдан ракетный комплекс Д-9РМУ2 с ракетой Р-29РМУ2 «Синева». Ракета Р-29РМУ2 оснащена боевыми блоками среднего класса мощности и средствами противодействия противоракетной обороне, в бортовой аппаратуре системы управления применена новая (российская) элементная база, а также использовано комплексирование приборов, элементов и алгоритмов систем управления ракет Р-39УТТХ и Р-29РМУ. Ракета Р-29РМУ2 «Синева» обладает наивысшим энергетическим совершенством среди отечественных и зарубежных морских и сухопутных стратегических ракет и имеет ряд новых качеств: увеличенные размеры круговой и произвольной зон разведения боевых блоков, применение настильных траекторий во всем диапазоне дальностей стрельбы в астронерциальном и в астрорадионерциальном (при коррекции по спутникам системы ГЛОНАСС) режимах работы системы управления. Потенциал и высокие энергетические возможности ракеты «Синева» были продемонстрированы в 2008 г. пуском на дальность стрельбы более 11,5 тыс. км по боевому полю в акватории Тихого океана.

В 2014 г. сдан на вооружение морской ракетный комплекс Д-9РМУ2.1 с ракетой Р-29РМУ2.1 «Лайнер». За счет реализации адаптивно-модульных возможностей ракет «Синева» выполнена опытно-конструкторская разработка по оснащению ракеты второй боевой комплектностью – десятью боевыми блоками малого класса мощности. Ракете присвоен индекс Р-29РМУ2.1 и наименование «Лайнер». Ракеты «Лайнер» могут оснащаться десятью боевыми блоками малого класса мощности со средствами противодействия ПРО, либо восемью боевыми блоками такого же класса с усиленными средствами противодействия, либо четырьмя боевыми блоками среднего класса мощности со средствами противодействия ПРО. Кроме того, ракеты «Лайнер» могут нести смешанную комплектацию боевых блоков разного класса мощности. В 2014 г. морской ракетный комплекс Д-9РМУ2.1 с ракетой Р-29РМУ2.1 «Лайнер» принят на вооружение Военно-Морского Флота России.

Ракеты «Синева» и «Лайнер» по энергетическому совершенству превосходят все современные твердотопливные стратегические ракеты Великобритании, Китая, России, Соединённых Штатов и Франции, а по боевому оснащению не уступают четырёхблочному (в условиях СНВ-3) американскому «Трайденту-2». Ракеты «Синева» и «Лайнер» в современных условиях обеспечивают наличие у России морских стратегических ядерных сил с различными комплектациями боевого оснащения и комплексами средств преодоления ПРО до 2025-2030 годов.

В соответствии с Постановлением Правительства РФ «О Государственном оборонном заказе на 2010 год и плановый период 2012-2013 гг.» АО «ГРЦ Макеева» приступило к разработке стратегического ракетного комплекса наземного шахтного базирования (ОКР «Сармат»). Перспективный ракетный комплекс стратегического назначения «Сармат» создается в целях гарантированного и эффективного выполнения задач сдерживания стратегическими ядерными силами России до 2050-2060 годов.

Новые задачи по формированию облика стратегических ядерных сил вновь подтверждают высокий научно-технический потенциал предприятия, его авторитет

крупнейшего научно-конструкторского центра России по разработке ракетно-космической техники.

Литература

1. Баллистические ракеты морских стратегических ядерных сил СССР и России: 1947-2012: кат./под науч. ред. чл.-кор. РАН В.Г. Дегтяря. – Миасс.: ОАО «ГРЦ Макеева»; М.: ЗАО Издат. дом «Оружие и технологии», 2012. – 108 с. : ил.
2. В.Г. Дегтярь. Морские стратегические ракетные комплексы на рубеже веков. - М.: Издат. дом «Оружие и технологии», 2012. – 24 с.: ил.
3. Морские стратегические ракетные комплексы. – М. : ООО «Военный парад» : ОАО «ГРЦ Макеева», 2011. – 267с.: ил.
4. СКБ-385, КБ машиностроения, ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева»: юбил. изд./под ред. акад. РАН В.Г. Дегтяря, сост. Р.Н. Канин, Н.Н. Тихонов. – М.: ООО «Военный Парад»: ГРЦ «КБ им. акад. В.П. Макеева», 2007. – 407 с. : ил.

Владимир Григорьевич Дегтярь, член-корреспондент РАН, академик РАН, академик Международной академии астронавтики, доктор технических наук, профессор, лауреат Государственной премии, генеральный директор, генеральный конструктор АО «Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева» (Миасс, Россия).

Рэм Никифорович Канин, почётный академик РАКЦ, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник АО «Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева» (Миасс, Россия).

General Designer Victor Petrovich Makeyev

Founder of National School of submarine-launched missile building, Twice Hero of Socialist Labour, Laureate of Lenin's and State Prizes

V.G. Degtiar, R. N. Kanin

Joint Stock Company "Academician V.P. Makeyev State Rocket Centre"
Turgoyakskoye Shosse, 1, Miass, 456320, Russia



On October 25th, 2014 90 years have past since birthday of academician Victor Petrovich Makeyev, an outstanding scientist and a master public figure, an originator of domestic school of submarine-launched missile building, General Designer of the Navy strategic complexes with the Submarine-Launched Ballistic Missiles.

He started his labour way in 1939 as a drawer at an aviation plant. In war time, in 1942, being evacuated, he entered a distant branch of Kazan Aviation Institute. Upon leaving Moscow Aviation Institute in 1947 he was commanded to the famous OKB-1 led by S.P. Korolev. This acquaintance and further joint work with Sergey Pavlovich decided the fate of the young engineer. Korolev appraised Makeyev's creative and organizational abilities and in 1952 appointed him a leading engineer of a new missile developed by OKB-1, and in 1955 recommended Victor Petrovich for Chief Designer of a newly established specialized design bureau SKB-385 (later on Design Bureau of Machine Building) in the Urals, which soon was entrusted with the development of an important and independent field in the rocketry - Submarine-Launched Ballistic Missiles (SLBMs). All succeeding years he guided activities of

the Design Bureau devoting his talent of an engineer, scientist, organizer to creating and forming of the new field of the domestic missile building. Since that time the Design Bureau of Machine Building has become a Russian leading research-and-design institution.

More than 30-year activity of V.P. Makeyev as the General Designer of the Design Bureau of Machine Building, a head of cooperation of enterprises resulted in three generations of strategic complexes of submarine-launched missiles as good as the foreign complexes for basic parameters. The generations are featured by the following.

The first generation. Demonstration and start of deployment of strategic (nuclear) marine weaponry of an intercontinental range. The first demonstration - launch of the R-11FM SLBM in September 1955 from a submarine of the V611 project - was given practically at the time of the appearance of an intercontinental bomber in the USSR (1955 as estimated by the USA) and earlier than the first launch of the R-7 Intercontinental Ballistic Missile (IBM) in 1957. Both missiles were designed at OKB-1 headed by Chief Designer S.P. Korolev. SLBMs of the first generation R-11F, R-13 and R-21 (the two last under development of the SKB-385 Chief Designer V.P. Makeyev) were placed aboard 28 diesel submarines of the AV611, 629, 629B projects under development of Chief Designer N.N. Isanin and 8 nuclear submarines of project 658 under development of Chief Designer S.N. Kovalev built in 1957-1962 (totally 103 SLBMs).

The second generation. Met the SLBM strategical challenges and formed the marine component of the country's Strategic Nuclear Forces (SNFs). The small-size missiles R-27 (middle firing range) and R-29 (intercontinental range) developed at SKB-385 (Design Bureau of Machine Building) under development of Chief Designer V.P. Makeyev were placed aboard 56 nuclear submarines of projects 667A, 667AU, 667B and 667BD under development of Chief Designer S.N. Kovalev built in 1967-1977 (totally 824 SLBMs).

The third generation. The SLBM combat properties achieved nuclear-missile parity with the United States, the country's marine SNFs were fully completed with partial implementation of the solid-propelled SLBMs. The intercontinental SLBMs with multiple Reentry Vehicles (RVs) R-29R, R-39 (solid-propelled) and R-29RM developed in V.P. Makeyev's Design Bureau of Machine Building were placed aboard 27 nuclear submarines of projects 667BDR, 941 and 667BDRM under development of Chief Designer S.N. Kovalev (Leningrad Design and Installation Bureau «Rubin») built in 1978-1990.

Totally 8 SLBM basic configurations and their 16 modifications were made. Moreover, the R-31 solid-propelled SLBM (Chief Designer P.A. Tyurin, CDB "Arsenal") and self-guided R-27K to hit surface targets (Chief Designer V.P. Makeyev) were developed, each of which were in operation testing aboard one retrofitted submarine.

Not dwelling on SLBMs of the first generation, we would only mention that in their design the bureau managed to find pioneer decisions to principal problems of ballistic missile/submarine interaction (firing from a mobile swinging base, underwater launching) as well as to establish a cooperation of industrial marine rocketeers and missile shipbuilders, to start building the required Navy infrastructure. At the same time the underwater marine started being nuclear and nuclear-missile. At this very period of selfless and to some degree romantic development of the Russian rocketry each development became token and foreground, when the foundation of the Russian rocket-and-space industry was laid down, the foundation of distinctive and original submarine-launched missile building, that played an important role in establishing of the effective marine component of the Russian strategic nuclear forces, was created.

The second generation marked not only the formation of the Russian submarine-launched missile building but the accomplishment of some qualitative priority results. Let's list basic

technical decisions and results that became the backbone of our submarine-launched missile building:

- one and two-stage small-size missiles with all-welded strong bodies of dense arrangement, which engines were submerged in the fuel and oxidizer tanks;
- implementation of priority intercontinental firing range in the submarine-launched missile and stellar monitoring in the missile flight;
- factory-made fueling and ampulization of tanks by welding; operation with fueled missiles in fleets;
- making of a small-size launcher (10-15% of the missile take-off mass) with rubber-metal shock absorbers with placement of some launcher elements aboard the missile;
- automated operation, pre-launch preparation and salvo firing of the largely increased units of fire aboard the submarine;
- priority launching from the near-pole Arctic latitudes, all-weather readiness to launching, above- and under-water launching of the missile, a cassette (three-unit) multiple warhead with military loads of the low power class.

The listed results became achievable due to a combination of science-and-technical decisions and organizational achievements of many-thousand staff of designers and researchers headed by A.M. Isayev, N.A. Semikhatov, Ye.I. Zababakhin, Ya.A. Khetagurov, V.N. Solovyev under the leadership of Design Bureau of Machine Building (now AO "Makeyev GRTs") led by V.P. Makeyev in collaboration with LPMB "Rubin", branch-wise and Navy institutions.

A joint revolutionary decision on submergence of cruise engines in the missile fuel tanks reached by design bureaus of engine and missile development made an exceptionally major contribution to formation of the submarine-launched missile building, advancing of the Russian submarine-launched missiles. By early 60s it was a pioneer decision never implemented in the world's rocketry practice. Such a nontraditional step could be taken only by the outstanding engineers like A.M. Isayev and V.P. Makeyev. And this very decision permitted to reach the required combat characteristics in the second generation, the needed small size of the missiles, and be ahead of the foreign analogues in the intercontinental firing range, thus, to compensate peculiarities of our military and geographical situation.

The required and considerable leap was taken in the Onboard Control Systems (BCS) - computational hardware, gyrostabilized platforms and stellar monitoring in the missile flight were implemented by N.A. Semikhatov and V.P. Makeyev in collaboration with Chief Designers of gyrostabilized platforms V.I. Kuznetsov, N.A. Pilyugin and shipborne computational systems Ya.A. Khetagurov. The warhead deviations from the target points would be several tens of kilometers without stellar monitoring (manager of work on a star sight was V.A. Khrustalev, SKB-1, CDB "Geofisika") with the existing errors in the submarine navigation support system.

The cardinal improvements in maintenance of missiles in the Navy owing to elimination of facilities for storage of fuel components and missile fueling from the Navy bases, operations of higher hazard from the missile passage schemes resulted in the increased missile masses for transportation and loading/unloading operations. Chief Designer V.P. Solovyev in collaboration with V.P. Makeyev and the Navy Research Institute of Armory headed by Vice-Admiral N.I. Boravenkov developed and implemented the passage schemes of heavier missiles from manufacturing plants to submarines with due regards to testing and standard operations in storage, the Navy bases and ranges. The available ground equipment complexes and loading means allowed the twelve-month loading of the missiles into a submarine in complicated weather, wind and wave conditions of bases in the North and Pacific fleets.

The warheads significantly contributed in the advanced SLBMs of the second generation. The key direction of the warhead advancement - radical reduction in mass and size of the more

powerful single warheads - was implemented in the body structures (V.P. Makeyev), explosives (VNIIEF, principal investigator Yu.B. Khariton), special ammunition (VNIITF, principal investigator Ye.I. Zababakhin). The first sample of a warhead of the low power class (V.P. Makeyev, Ye.I. Zababakhin) used in three-unit cassette multiple RVs was developed. The last of the mentioned formed the original technical groundwork for high-speed multiple warheads of small and middle power classes of missiles of the third generation.

The problems of the SLBM maintenance and operation played an extremely important role in attainment of the new level of combat characteristics. A largely increased number of units of fire aboard a submarine, reduced time for the pre-launch preparation, various mission options within the planetary reach, salvo firing at short time intervals, pressing safety issues - all these with no doubt required to fully automate processes of operation, planning and issuing of missions with account for the firing range and areas of combat patrolling. The automation task was settled in the developed functional formations: a missile launch system; a system for routine, pre-launch and after-launch operations; a combination of systems to control missile armaments; a shipborne combat launch complex. One of the key activities of V.P. Makeyev and his team was management of the interaction of the missile systems and complex, cooperation of their designers, rational distribution of the tasks to be performed among systems of the functional formation, display of new components and system forming problems, ground qualification of the functional formations and their components. V.P. Makeyev took upon himself finding out solutions for general and several separate issues (a launcher, control equipment for shipborne service systems, a telemetry system, etc.). The settlement of others was under responsibility of leading designers of control system (N.A. Semikhatov), submarine systems (S.N. Kovalev), shipborne computational systems (Ya.A. Khetagurov). The issues and tasks were regularly discussed in councils of Chief Designers which style and manner of holding V.P. Makeyev borrowed from his teacher S.P. Korolev. The outcome of the work management was the achieved high combat and operational characteristics of strategic marine weaponry confirmed by many years of operation of the SLBMs of the second generation - R-27(RSM-25) and R-29 (RSM-40).

Development of the third generation native SLBMs has completed the quantitative formation of marine SNFs. The SLBMs were featured by multiple warheads with intercontinental firing range (while the American analogs had the «mirror» singularity - their SLBM with a multiple warhead had the intercontinental firing range). As the result, the SLBM combat properties achieved nuclear-missile parity with the foreign ones.

For the third generation the solid-propelled R-39 SLBM with the following features was first designed, put into service and deployed: multiple RV with 10 warheads of the low power class with intercontinental range and higher firing accuracy, units of fire aboard the submarine were increased up to 20. The missile was equipped with a newly designed complete original launcher separated in the initial portion of flight. The developed solid-propelled R-39 (RSM-52) SLBM was backed up by the development of the liquid-fueled R-29R (RSM-50) SLBM at the earliest possible date. It became a radical modification of the R-29 (RSM-40) missile of the second generation and set a priority to the native intercontinental SLBM with multiple RVs (three types of RVs with 1, 3 and 7 warheads). The most efficient R-29RM (RSM-54) SLBM - multiple RV with 10 and 4 warheads - was developed in full scale. Since 1986 the R-39UTTKh (RSM-52) SLBM had been under the full scale development. The missile was supposed to be equipped with an 8-warhead multiple RV (of middle power class) similar to the most efficient foreign analog Trident-2. The development was brought to a stop at the stage of flight qualification tests in 1997 (at 73% readiness) and ceased in 1999.

The liquid-fueled SLBMs of the third generation were featured by adaptive and module properties, modernization reserves built into the missile, missile systems and systems of the

missile complex; variance of RVs in the number of warheads, variance of warheads of one power class, variance in the equipped penetration aids, variance in the flight trajectory types, variance in work modes of the control system, advanced firing accuracy for each mode, variance of missions for a missile and a salvo (units of fire) of missiles, different options for deployment of warheads to individual points of aiming within an area of arbitrary shape of variable power supply, variance in combat formation of a salvo of missiles in the active portion of flight and warheads in the passive portion of flight and also when reaching a target, etc.

The adaptive and module properties were partially implemented in five configurations of the RSM-50, two configurations of the RSM-52 and five configurations of RSM-54 put into service. Other variances were used in planning, correcting and replacement of missions, when preparing for launch and in flight (the last is made in accordance with features of a mission or algorithms embodied in the BCS). All missile configurations in any combination were accommodated aboard a missile-carrier.

New design ideas, preparation of a leading technology, technical retooling of production facilities, implementation of principally new lay-out, design and material science solutions in development, production and testing of the missile complexes for the Navy became feasible due to a branched cooperation of research institutes, design bureaus, manufacturing plants, test ranges that was formed under supervision of V.P. Makeyev.

V.P. Makeyev was a recognized leader among heads of a vast cooperation of designers of the complex systems. With his natural intuition and a strain to fall the whole burden to himself, Victor Petrovich encouraged widespread teams in settlement of complicated science and technical tasks for creation of submarine-launched strategic missile complexes by personal example. The domestic school of submarine-launched missile building which leader and head became V.P. Makeyev achieved the world priority in several combat characteristics and lay-out decisions on missiles, control and launch systems and ensured setup and supervision of serial production and operation of strategic complexes of the submarine-launched missiles in fleets.

General Designer, academician V.P. Makeyev has performed great services for unique formation of the Russian defense industry - the State Rocket Centre - that now bears his name. One can estimate it both by the scale of the assigned and fulfilled tasks, the level of the technical developments and realization of the bold projects.

All done by Victor Petrovich Makeyev is marked as an era in formation and development of domestic submarine-launched missile building. One should have the talent of a scientist, inventor, engineer, organizer to develop such a field and put it in service as chief in SNFs for the country's defense. Victor Petrovich Makeyev possessed the talent in full and gave it to his activities.

Nowadays, when developing the promising strategical missile complexes and upgrading the existing ones, AO "Makeyev GRTs" have been settling a number of new tasks to more efficiently use the missile complexes and maintain the strategical parity of Russia; performing the fundamental R&D under the State program of weaponry for the strategical missile troops and the Navy.

Since 1999 the staff of AO "Makeyev GRTs" have been developing the missile complexes with advanced combat armory (the STANTSIA and STANTSIA-2). Within several years the combat armory was replaced by the new one made by the Urals cooperation of designers at GRTs and VNIITF; the missile assemblies, aggregates of the ground complex, submarine

systems were upgraded. The D-9RMU1 with the R-29RMU1 STANTSIA missile was put into the Navy service in 2002. In 2003 the STANTSIA R&D got the State Prize on science and technology. The new combat armory, the missile and its complex, was considered to excel the best foreign analogs in engineering performance.

Under the framework of the STANTSIA-2 R&D pursuing the objective to prolong the R-29RKU-01 operation time the missile was re-equipped with warheads of higher efficiency and safety with minimum modifications in the missile and complex systems (upon modernization – the R-29RKU-02 STANTSIA-2). The main result of the performed STANTSIA-2 R&D, validated by the flight tests and prolongation of the missile operation times under the Pakt R&D, lied in the increased operation time of the North-East of the submarine alignments of the 667BDR project up to 2015–2017. The D-9RKU-02 complex with the R-29RKU-02 STANTSIA-2 missile was put into the Navy service in December 2006.

In 2007 the D-9RMU2 complex with the SINEVA R-29RMU2 missile was commissioned to the Navy. The R-29RMU2 missile carries warheads of the middle power class and penetration aids, the BCS equipment is based upon the new Russian hardware components, the BCS instruments, elements and algorithms of the R-39UTTKh and R-29RMU missiles are united. The SINEVA R-29RMU2 missile has the highest power-and-mass perfection among domestic and foreign sea- and ground-based strategic missiles and a number of new qualities - enlarged circular and arbitrary areas for deployment of warheads, flat trajectories for all firing ranges in astro-inertial and astro-radio-inertial (if corrected with the GLONASS satellite system) modes of the BCS operation. The SINEVA missile potential and high payload capabilities were demonstrated when hitting a firing site in a firing range of no more than 11.5 thou km in the Pacific Ocean waters in 2008.

In 2014 a sea-launched missile complex (D-9RMU2.1) with the LAINER missile (R-29RMU2.1) went into service. Due to adaptive and module structure of the SINEVA missile an R&D to complete the missile with the second combat complete set - ten warheads of the low power class - became feasible. The missile was designated the R-29RMU2.1 index and called the LAINER. The LAINER missiles can be equipped with 10 warheads of the low power class and penetration aids or 8 warheads of the same power class with advanced penetration aids or 4 warheads of the middle class with penetration aids. Moreover, the LAINER missiles can carry a mixed complete set of warheads of different power class. In 2014 the D-9RMU2.1 submarine-launched missile complex with the LAINER R-29RMU2.1 went into service with the Russian Navy.

The SINEVA and LAINER missiles excel all modern solid-propelled strategic missiles of the United Kindom, China, Russia, the USA, and France in the power-and-mass perfection and is not inferior to the American TRIDENT-2 four-warhead missile (under the SNF-3 terms) in combat equipment. At present the SINEVA and LAINER missiles ensure the availability of marine SNFs of various complete sets of combat equipment and penetration aids in Russia up to 2025-2030.

As stated in Decree of the RF Government "On State defense order for 2010 and the planning period 2012-2013" AO "Makeyev GRTs" started the development of a strategical ground silo-launched missile complex (SARMAT R&D). The promising strategical missile complex is being created to properly and effectively perform tasks of deterrence with the Russian strategical nuclear forces up to 2050-2060.

The new tasks to form the SNFs structure reconfirm high scientific and technical potential of the enterprise, its authority as the largest research-and-design center of Russia for development of the space rocketry.

References

1. Ballistic missiles of the USSR's and Russia's marine strategic nuclear forces: 1947-2012: cat./under sc. edit. superv. of Corr. Mem. RAS V.G. Degtiar. – Miass.: OAO “Makeyev GRTs”; M.: CJSC Publ. house "Oruzhiye i tekhnologii", 2012. - 108 p. (in Russian).
2. V.G. Degtiar Marine strategic missile complexes at the turn of the century. - M.: Publ. house "Oruzhiye i tekhnologii", 2012. - 24 p. (in Russian).
3. Strategical submarine-launched missile complexes. – M. : OOO "Voyenny parad" : OAO “Makeyev GRTs”, 2011. - 267 p. (in Russian).
4. SKB-385, Design Bureau of Machine Building , SRC «Academician V.P. Makeyev Design Bureau". jubil. ed./under ed. superv. of ac. Of RARAS V.G. Degtiar; auth. R.N. Kanin, N.N. Tikhonov. – M.: OOO "Voyenny parad" : SRC «Academician V.P. Makeyev DB", 2007. - 407 p. (in Russian).

Vladimir Grigoryevich Degtiar, Corresponding Member of the Russian Academy of Science, Academician of Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences, Academician of the International Academy of Astronautics, Doctor of Engineering Science, Professor, Laureate of the State Prize, General Director/ General Designer of Joint Stock Company "Academician V.P. Makeyev State Rocket Centre" (Miass, Russia).

Ram Nikiforovich Kanin, honorable academician of Russian Academy of Astronautics of K.E. Tsiolkovsky name, Candidate of Engineering Science, Leading researcher of Joint Stock Company «Academician V.P. Makeyev State Rocket Centre" (Miass, Russia).

К 70-летию кафедры В.П.Глушко, С.П.Королева: первой в стране кафедры ракетных двигателей

А.Ф. Дрегалин, Г.А. Глебов

КНИТУ – КАИ им. А.Н. Туполева,
Россия, 420111, г. Казань, ул. К. Маркса, д.10

В 1932 году произошло событие, которое определило жизненный путь многих людей, положило начало крупным научным открытиям и свершениям - на базе аэродинамического факультета Казанского университета по инициативе академика Н. Г. Четаева, механика и математика, основателя научной Казанской Четаевской Школы механики и устойчивости, был создан Казанский авиационный институт (КАИ). Основной задачей КАИ была подготовка квалифицированных инженерных кадров, с глубокой механико-математической базой, для авиации. Как только институт окреп, круг научных интересов стал расширяться благодаря работам в области ракетной техники на сверх- и гиперзвуковых скоростях, позволяющим реализовать полеты далеко за пределы Земли и ее атмосферы – в космос.

Начало ракетно-космической тематики в Казани, а затем и в КАИ, было положено в период Великой Отечественной войны, когда здесь оказались С. П. Королев и В. П. Глушко. На заводе №16 (сейчас - Казанское моторостроительное производственное объединение) был организован отдел №28 системы Наркомата внутренних дел, в котором в 1940-х годах работали основоположники отечественной ракетной техники и космонавтики. Отдел состоял из двух конструкторских бюро. В одном из них под руководством Б. С. Стечкина занимались созданием воздушно-реактивных двигателей, в другом В. П. Глушко возглавил разработку жидкостных ракетных двигателей с тягой от трехсот до тысячи двухсот килограммов.

После освобождения Б. С. Стечкина в 1943 году и его отъезда в Москву в отделе осталось конструкторское бюро во главе с В. П. Глушко, в котором было создано опытное производство азотнокислотных жидкостных ракетных двигателей РД-1 и РД1-ХЗ для установки на самолеты различных типов.

В конце Великой Отечественной войны стало очевидно, что в ближайшие годы ракетная техника будет основой военного потенциала страны. Вопрос подготовки кадров для ракетной промышленности требовал немедленного решения. Благоприятные условия для подготовки кадров сложились в Казани: здесь успешно работали Казанский авиационный институт и крупные специалисты по ракетным двигателям, было налажено опытное производство двигателей на заводе №16.

Осознавая важность и перспективность ракетной техники, В. П. Глушко вместе с директором КАИ Г. В. Каменковым (в последующем – Директор МАИ) и деканом 2-го факультета С. В. Румянцевым (в последующем – Директором РУДН) выступили с предложением о создании кафедры ракетных двигателей.

Приказом Наркомата авиационной промышленности от 1 мая 1945 года в КАИ организуется **первая в стране кафедра ракетных двигателей**. В качестве преподавателей были приглашены сотрудники опытно-конструкторского бюро спецдвигателей: **заведующий кафедрой В. П. Глушко, профессор Г. С. Жирицкий, старший преподаватель С.П. Королев, Д. Д. Севрук, Г. Н. Лист и их коллеги.**

В числе первых выпускников новой кафедры в июне 1946 года были И. И. Иванов, впоследствии главный конструктор, Герой Социалистического Труда, лауреат

Ленинской и Государственных премий СССР, М. К. МаксUTOва, впоследствии декан моторостроительного факультета, доктор технических наук.

После отъезда из Казани В. П. Глушко и С. П. Королева, которые возглавили созданные тогда самостоятельные конструкторские организации, кафедра ракетных двигателей КАИ существовала до 1949 года. Затем она вошла в состав объединенной кафедры теории авиадвигателей, которую возглавил С. В. Румянцев. В 1965 году по инициативе профессора В. Е. Алемасова она воссоздается как самостоятельное подразделение (кафедра спецдвигателей – кафедра №22) для подготовки специалистов по ракетным двигателям. В. Е. Алемасов возглавлял эту кафедру почти четверть века. В 1987 году он возглавил президиум Казанского филиала Академии наук СССР (сейчас - Казанский научный центр РАН), и заведующим этой кафедры спецдвигателей стал профессор А. Ф. Дрегалин.

За период от своего основания коллектив кафедры подготовил свыше 2000 инженеров, более 130 кандидатов и 26 докторов наук. Многие выпускники кафедры удостоены высоких государственных наград и званий, стали профессорами, академиками. Преподавателями кафедры, в том числе совместно с сотрудниками других организаций, написали учебники и многочисленные учебные пособия. Наибольшую известность и признание получил учебник «Теория ракетных двигателей». Первое издание будущего учебника вышло в свет в 1962 году, его автором был В. Е. Алемасов. При подготовке следующих изданий над учебником работал авторский коллектив: В. Е. Алемасов, А. Ф. Дрегалин, А. П. Тишин, редактором третьего и четвертого издания учебника выступил академик В. П. Глушко. Четвертое издание учебника в 1991 году удостоено Государственной премии СССР, а в 1993 году переведено в Китае.

Многие годы на кафедре преподавали по совместительству по направлению «Ракетные двигатели твердого топлива» (РДТТ) Генеральные конструкторы – лауреат Ленинской премии Зубец П.Ф. и лауреат Государственной премии СССР Фахрутдинов Н.Х.

Выпускники КАИ, в частности, кафедры ракетных двигателей, пользовались большим спросом ракетной отрасли.

Они направлялись в различные города для работы в ракетно-космических предприятиях СССР: г. Красноярск, г. Омск, г. Екатеринбург, г. Златоуст, г. Миасс, г. Нижняя Салда, г. Воткинск, г. Пермь, г. Горький, г. Казань, г. Днепропетровск, г. Воронеж, г. Москва (НИИТП, КБ Энергомаш, НПО «Энергия»), г. Загорск (НИИХимМаш) и другие города.

Так, в 1959 году Генеральный конструктор «Государственного конструкторского бюро «Южное» М.К. Янгель попросил через Министерство распределить и принять на работу на должность инженера всех 26 студентов КАИ, приехавших на преддипломную практику в его организацию. В 1966 году КАИ посетил зам. Генерального конструктора ГKB «Южное» Губанов Б.И. (выпускник КАИ 1953г.), занимавшийся в то время разработкой ракетного комплекса Р-36М (Воевода-Сатана) и по его просьбе в ГKB «Южное» (г. Днепропетровск) было направлено 15 выпускников КАИ. Всего, начиная с 1953г. по 1966г., в ГKB «Южное» было направлено на работу более 150 выпускников КАИ, получивших специальность в области ракетных двигателей и ракет.

О качестве инженерного образования выпускников КАИ тех лет можно судить по письму Генерального конструктора и Генерального директора ГKB «Южное» Конюхова С.Н. по случаю 70-летия основания КАИ:

«Мне в течение более 40 лет довелось работать с выпускниками КАИ, входящими в состав первопроходцев-разработчиков ракетно-космической техники в ГKB «Южное», - талантливыми специалистами, внесшими своим самоотверженным трудом большой

вклад в разработку боевой и космической ракетной техники, среди которых ученые, лауреаты Ленинской и Государственной премий, Заслуженные машиностроители, Герои Социалистического Труда: И.И. Иванов, Б.И. Губанов, А.В. Климов, И.Г. Писарев, В.Я. Соловьев, Л.В. Андреев, Г.А. Кожевников, В.А. Антонов, Л.М. Назарова, Ю.П. Просвиряков, Г.М. Галимов, Ю.Б. Иванов, В.И. Баранов, Ю.В. Силкин, Л.М. Шаматульский».

Отмеченные в письме зам. генерального конструктора И.И. Иванов, главный конструктор КБ-4 А.В. Климов, зам. Главного конструктора КБ-2 И.Г. Писарев – выпускники кафедры ракетных двигателей. С этими людьми был связан исторический цикл создания четырех поколений боевой ракетной техники и трех поколений космических ракет («Зенит» и др.), по своим энергетическим характеристикам не имеющих равных в мире. Американцы до сих пор страшатся ракеты SS-18 «Сатана» против которой так и не удалось создать систему противоракетной обороны.

Учебный процесс на кафедре успешно сочетался с научной работой. Организация на кафедре научных исследований связана с формированием под руководством В. Е. Алемасова в 1957 нового научного направления по расчету и исследованию процессов в двигателях на основе широкого применения средств вычислительной техники. В «гонке вооружений» между СССР и США, которую называют «холодной войной» и в освоении космического пространства, фактор времени стоял на одном из первых мест. Зарождающиеся электронно-вычислительные машины стали тем новым инструментом, который позволил совершить революцию в научных исследованиях, в том числе, и в термодинамике ракетных двигателей.

Появилась возможность создавать строгие математические модели, достаточно точно отражающие физические процессы в ракетном двигателе. Расчеты термодинамических процессов в ракетных двигателях на жидком, твердом и гибридном топливах различного химического состава теперь производились на основе универсального программного обеспечения. Кроме того, существенно сократились сроки получения решений. Все это позволило поднять на новый уровень качество проектных работ и прогнозных оценок в организациях, разрабатывавших ракетные двигатели, а кафедра (и впоследствии - отраслевая лаборатория) более двадцати лет сохраняла монопольное положение в расчетах параметров процессов и свойств продуктов сгорания в ракетных двигателях и в других тепловых энергоустановках. Ведущим автором в решении многих из указанных проблем и задач является выпускник Казанского авиационного института 1958 года А. П. Тишин.

Официальным признанием успешного развития данного научного направления стало создание в КАИ в 1963 году отраслевой лаборатории термодинамических и теплофизических исследований под научным руководством В. Е. Алемасова. Основным заказчиком исследований был Научно-исследовательский институт тепловых процессов (ранее - Ракетный научно-исследовательский институт, затем НИИ-1, НИИТП, ныне - Исследовательский центр им. М. В. Келдыша).

Новым этапом в создании методов расчета параметров высокотемпературных процессов и свойств продуктов сгорания в ракетных двигателях и энергоустановках, программного обеспечения расчетов и получения справочных данных для различных видов жидких ракетных топлив стало составление десяти томного справочника «Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания».

Для расчета параметров процессов и свойств продуктов сгорания необходимы определенные исходные данные, в виде некоторых констант и температурных функций, относящиеся к компонентам исходных веществ и индивидуальных продуктов

сгорания (в составе многокомпонентных смесей газов, жидких и твердых веществ, образующихся при сгорании). Эта информация содержалась в многотомных справочниках АН СССР «Термические константы веществ» и «Термодинамические свойства индивидуальных веществ», работа по составлению которых велась под научным руководством академика В. П. Глушко с 1952 года.

Справочник «Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания» был призван завершить работу над комплексной проблемой создания системы взаимосогласованных и органически связанных справочников, образующих единую систему. Он обеспечивал исследовательские, проектные и конструкторские организации и научные институты данными, необходимыми для обоснования перспектив развития ракетно-космической техники, исследований высокотемпературных процессов и выбора их наиболее рациональных параметров.

Решение о подготовке третьего справочника принял президиум АН СССР в августе 1968 года. Руководил работой редакционный совет, в который были приглашены крупные ученые в области ракетного двигателестроения. Возглавил его и осуществлял научное редактирование академик В.П. Глушко – основоположник отечественного ракетного двигателестроения. На В. Е. Алемасова, как ведущего автора справочника, были возложены обязанности заместителя научного редактора, он координировал работу всех участников проекта. Среди них были авторитетные в СССР и современной России научно-исследовательские и конструкторские фирмы: Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, Научно-исследовательский институт тепловых процессов, Конструкторское бюро энергомашиностроения, институт высоких температур АН СССР, Всесоюзный институт научно-технической информации. Концентрировала все материалы по справочнику, организовывала редактирование и занималась окончательной подготовкой его текста кафедра спецдвигателей.

Справочник, издание которого было завершено в 1980 году, стал результатом труда многочисленного коллектива авторов и редакторов. По полноте данных, строгости разработанных или принятых методов расчета он не имеет прецедента в мировой и отечественной литературе. Отдельные тома справочника переведены в США и Израиле. В 1984 году система справочных данных в виде комплекса трех справочников была удостоена Государственной премии СССР.

Созданные в нашей стране жидкостные ракетные двигатели и на сегодняшний день остаются самыми лучшими в мире. Вклад научной школы КАИ в эти результаты очень весом.

Более того, следует отметить дополнительные важные моменты в истории **первой в стране кафедры ракетных двигателей – кафедры, связанной с именами В.П.Глушко, С.П.Королева.**

Термодинамические и теплофизические исследования параметров продуктов сгорания и процессов в ракетных двигателях заложили основу и необходимые условия для создания на кафедре спецдвигателей экспериментальной базы и формирования исследований по другим научным направлениям и подготовки высококвалифицированных кадров для страны. Так, с 1973г. по 1984г. на кафедре были защищены четыре докторские диссертации: Клабуков В.Я. (1973г. «Радиационный теплообмен в ракетных двигателях»); Фафурин А.В. (1974г. «Нестационарный теплообмен в ракетных двигателях твердого топлива»); Данилов Ю.М. (1982г. «Внутренняя баллистика ракетных двигателей твердого топлива»); Потапов Т.П. (1984г. «Электрофизические свойства продуктов сгорания ракетных двигателей»). Данные ученые и преподаватели вместе со своими сотрудниками ушли в, так

называемое, «большое плавание»: Клабуков В.Я. стал ректором Кировского политехнического института; Фафурин А.В. и Данилов Ю.Н. – зав. кафедрами в КХТИ; Потапов Г.П. – зав. кафедрой в КАИ.

В 1984 году распоряжением В.Е. Алемасова №41 от 30 марта по кафедре «Специальные двигатели» были созданы научно-учебные подразделения, включающие пять тематических секторов: «САПР» (руководитель Крюков В.Г.), позднее переименованный в сектор «Моделирование»; сектор «Диагностика» (руководитель Гафуров Р.А.); сектор «Электрофизика» (руководитель Черенков А.С.); сектор «Газодинамика» (руководитель Глебов Г.А.); сектор «Нефть» (руководитель Магсумов Т.М.), а также сектор централизованного обслуживания «СЦО», включающий две группы: ГТО-1 (руководители – зав. лабораторией Усанов И.А.) и ГТО-2 (руководитель - зав. лабораторией Шулаков В.А.). Группы ГТО-1 и ГТО-2 сектора централизованного обслуживания созданы для выполнения работ по обеспечению и обслуживанию учебного процесса и научно-исследовательских работ и скомплектованы по территориальному признаку: ГТО-1 в учебном здании №7, а ГТО-2 на внешней лабораторной базе, где действовали пять огневых стендов, среди которых стенд для испытания модельных РДТТ, стенд ЖРД на долгохраняемых компонентах, стенд ЖРД на жидком кислороде и керосине. Хоздоговорные НИР, например, в 1990 году проводились по 52 договорам на сумму 1579300, что по тому времени было заметной суммой в общем объеме хоздоговорных работ в КАИ. Коллектив кафедры на этот момент составлял 130-140 человек.

Сектор «Диагностика» фактически был организован в марте 1978 года. Первоначально в его состав входили выпускники кафедры спецдвигателей 1977-78 годов выпуска в количестве 9 человек.

В 1979 году научный Совет по проблеме «жидкое ракетное топливо» при Президиуме АН СССР принимает решение (№105-79 от 15.10.79г.) о проведении в КАИ фундаментальных исследований по разработке и созданию комплекса новых физических методов и средств диагностирования внутрикамерных процессов жидкостных ракетных двигателей.

Основные направления работы сектора:

1. Диагностика двухфазных потоков и параметров смешения в газожидкостных трактах, регулирующих органах и камере сгорания жидкостных ракетных двигателей.
2. Диагностика реакционной зоны камеры сгорания, параметров завесного охлаждения и выхлопной струи при нормальных и аномальных режимах работы.
3. Изготовление опытных образцов диагностических систем и отработка их при огневых испытаниях на стенде КАИ.
4. Функциональная увязка диагностических систем в единый автоматизированный комплекс с использованием ИВК-7 и модулей «КАМАК».
5. Разработка научных основ технической диагностики двигателей летательных аппаратов в темпе испытаний.

В том же 1979 году на кафедре СД начинается разработка и строительство нового испытательного стенда с тягой двигателя до 2т, работающего на компонентах: керосин+кислород (газ) и использующего в системах управления и наддува сжатый азот.

Для решения поставленных задач на кафедре в 1984 году проводится реорганизация группы в сектор «Диагностика» и увеличивается численный состав до 66 человек. В секторе работает 9 подгрупп, занимающихся разработкой и созданием методик и

устройств, предназначенных для исследования различных параметров двигателя и стендовых систем, таких как:

- голографическая установка для исследования зоны распыления компонентов топлива и влияния противодействия на газожидкостные потоки;
- масс-спектрометрическая установка для непрерывного анализа состава продуктов сгорания в различных зонах КС со сканированием в темпе испытаний отбора проб вдоль и в поперечном сечении потока продуктов сгорания;
- СВЧ-интерферометр для исследования пространственных характеристик реакционной зоны пламени со сканирующим антенным устройством вдоль оси КС;
- радиометры для исследования внутрикамерных процессов и изучения рабочего тела в СВЧ-диапазоне;
- диагностическая установка, использующая молекулярно-спектрометрический метод, для исследования рабочих процессов по собственному излучению рабочего тела в ультрафиолетовой и видимой зонах;
- установка, основанная на использовании метода лазерно-индуцированной флуоресценции для исследования локальных концентраций активных радикалов в реакционной зоне;
- плазменно-ионные детекторные системы для исследования генерации зарядов при импульсном изменении режима работы и возгорании поверхности газопроводов;
- установка контроля и управления процессами воспламенения горючей смеси в искровых запальных устройствах;
- внешнее возмущающее устройство для генерации акустических возмущений регулируемой частоты;
- установка с вакуумным пробоотборником и быстродействующим инфракрасным спектрометром для исследования «сажистых» частиц в продуктах сгорания, измерения спектра излучения пламени двойным монохроматором ДМР-4 и анализа дисперсного состава конденсированной фазы;
- измерительно-вычислительный комплекс ИВК-7 с модулем «КАМАК» и ЭВМ СМ-4.

В 1989 году завершается строительство испытательного стенда и проводится первое огневое испытание штатного двигателя (рулевая камера) системы «Буран» совместно с автоматизированным диагностическим комплексом. На всех установках, включая огневой стенд, проводятся учебные лабораторные занятия и разрабатывается комплект методических пособий к ним. Работы велись до 1995 года.

За весь период работы в секторе «Диагностика» защитили докторские диссертации 2 человека (Гафуров Р.А., Шигапов А.Б.), кандидатские диссертации 8 человек (Сафин Д.Н., Сафин Р.С., Законов М.А., Шабалин И.Н., Платонов Е.Н., Юнусов Д.М., Трутнев К.Ф., Стинский Г.В.).

Тематика работ **сектора «Электрофизика»** была обширной и включала исследования как теоретического, так и экспериментального направления. Блок расчетно-теоретических работ включал исследования неидеальных (в термодинамическом смысле) ионизированных рабочих тел ракетных двигателей и энергоустановок на их основе с учетом образования кластеров: ассоциатов и комплексных ионов (исполнители А.И. Глазунов, О.В. Ермолаева, А.Н. Сабирзянов); неравновесных течений ионизированных гетерогенных рабочих тел РДТТ (исполнитель М.М. Лампасов); исследование процессов в электроразрядных камерах мощных лазерных установок (исполнитель Г.Б. Одиноква).

Экспериментальное направление работ было сосредоточено на разработке методов и средств безынерционного диагностирования электрофизическими методами нештатных

ситуаций при работе натурных ЖРД и РДТТ (Зиятдинов Р.Х., Бугаенко А.Г., Потапов Г.П.). Для этого разрабатывались оригинальные СВЧ излучатели и приемники, отдельные элементы которых изготавливались на различных ведущих радиотехнических предприятиях СССР (исполнитель Р.Н. Абдршин). Использовались и внешние (по отношению к двигателю) зондовые методы, позволяющие при натурных испытаниях РДТТ безынерционно отслеживать начальную динамику разрушения частей заряда твердого топлива или теплозащитного покрытия. Этот метод был внедрен в практику проведения натурных испытаний ракетных двигателей твердого топлива. Ионизационные датчики и приборы обработки сигнала с них (исполнители В.А. Шкалик, М.Л. Осипов) позволяли фиксировать начало возгорания металла газовада жидкостных ракетных двигателей с дожиганием генераторного газа и выдавать сигнал в систему аварийной защиты двигателя. Разработан метод бесконтактной диагностики (с помощью антенны-зонда) внутрикамерных процессов в жидкостных ракетных двигателях (исполнитель А.Н. Сабирзянов).

Сотрудниками сектора проводилось непрерывное дистанционное отслеживание с помощью разработанных приборов всех пусков ракет с космодромов «Байконур» и «Плесецк».

По результатам выполненных работ была защищена одна докторская диссертация и защищено семь кандидатских диссертаций.

Работа *сектора «Моделирование»* носила, в основном, теоретический характер и проводилась по направлению «Математическое моделирование высокотемпературных процессов в энергоустановках».

Научные исследования и хозяйственные договоры выполнялись по темам:

- Химически неравновесные процессы в соплах жидкостных ракетных двигателей и ракетных двигателей твердого топлива и разработка пакета прикладных программ «Прогнозирование удельного импульса ракетных двигателей» (разработчики и исследователи Сенюхин А.Г., Хасанов Р.Х., Хайруллин Р.С., Жукова И.К., Исхакова Р.Л., Тринос Т.В.);

- Газожидкостные реагирующие течения (газогенераторы, камеры сгорания ЖРД и ВРД), моделирование рециркуляционных течений и процессов во фронте пламени (разработчики и исследователи Зенуков И.А., Абдуллин А.Л., Демин А.В., Соколов Д.Б.);

- Процессы в баках горячего наддува жидкостных ракетных двигательных установок и моделирование процессов межфазного горения (разработчики и исследователи Наумов В.И., Найдышев И.Ю., Котов В.Ю., Валиев Р.К., Мухамедзянов Р.А.). В создании газодинамической модели внутрибаковых процессов участвовал Глебов Г.А.

Работы по этим темам включали этапы: создание физических схем, математических моделей, алгоритма расчета, формирование программного обеспечения и его внедрение на заинтересованных предприятиях. Внедрение проводилось в рамках хозяйственных договоров с ведущими предприятиями отрасли: КБХА (Воронеж), ГИПХ (Ленинград), НИИТП (Москва), НИИМАШ (Нижняя Салда), НПО им. Макеева (Миасс), НПО Энергия (Москва), «Сатурн» (Москва), КМЗ «Союз» (Казань), «Союз» (Дзержинск) и др.

После серьезных перемен в стране начала 90-х годов основные сотрудники сектора, работая в разных подразделениях, организациях и даже странах, продолжали плодотворное сотрудничество с кафедрой по данному направлению с расширением тематики задач. В частности, совместно с бразильскими коллегами и учениками решались задачи по моделированию процессов горения в газугольных потоках и

моделированию процессов массообмена в промышленных экстракторах (Крюков В.Г., Абдуллин А.Л.). Совместно с зарубежными коллегами проводились работы по теме «Математическое моделирование процессов горения и ионизации в двигателях внутреннего сгорания» (Демин А.В., Наумов В.И.).

Основными исследователями нашего этого направления опубликовано более 300 научных работ, из которых 3 монографии, 80 статей в трудах зарубежных конгрессов и 30 в трудах Российских конференций, более 40 статей в журналах, в т.ч.: Russian Aeronautics; Chemical Engineering and Processing (Elsevier); Food and Bioproducts Processing (Elsevier); Tendencias em Matematica Aplicada e Computacional; Information Tecnologica; Физико-химическая кинетика в газовой динамике и др.

В рамках развитого научного направления к настоящему времени защищено 4 докторских, 4 PhD диссертаций и 14 кандидатских диссертаций.

Коллектив сектора «Газодинамика» сформировался в 1980г. из лучших выпускников КАИ, аспирантов и инженеров. Кроме инженеров-механиков по двигателям летательных аппаратов в секторе активно работали выпускники радиотехнического факультета и факультета ЭВМ. Основное направление научно-исследовательской работы - исследование турбулентных струйных и отрывных течений, а также теплоотдачи в каналах двигателей летательных аппаратов и энергетических установок. Особое внимание уделялось изучению нестационарных эффектов в областях отрыва и присоединения оторвавшегося потока, характеризующихся мгновенными изменениями скорости на противоположное. Исследования проводились на двух газодинамических трубах, работающих на отсасывание. Газодинамические установки со сверхзвуковым течением работали от ramпы высокого давления. Измерение осреднённых и пульсационных параметров течения производилось с помощью разработанных и изготовленных в секторе «Газодинамика» оригинальных термоанемометров, чувствительных к мгновенному направлению потока. Получены новые экспериментальные данные и эффекты в отрывных и других потоках, характеризующиеся мгновенным «реверсом» скорости. Изучено также влияние таких «реверсивных» потоков на теплоотдачу. Результаты работ докладывались на семинарах Абрамовича Г.Н. (ЦИАМ), Геневого А.С. (ЦАГИ), на международных и других конференциях (Габитов Р.Н., Бормусов А.А., Кокурин В.Ю., Яушев Р.А., Матвеев В.Б., Михайлов Б.Е., Гафуров А.Р. и др.). Основные результаты были опубликованы в центральных журналах и монографиях, изданных через Казанский филиал АН РАН. Некоторые сотрудники (Жукова И.К. и Варфаламеев И.М.) в секторе занимались численным моделированием исследуемых сложных течений на основе уравнений Рейнольдса. Одной из целей таких исследований была попытка уточнить эмпирические константы в полуэмпирических моделях турбулентности (К- ϵ и др.) с использованием полученных экспериментальных данных применительно к высокотурбулентным реверсивным потокам с зонами обратных токов.

Второе направление работы сектора было связано непосредственно с выполнением хоз. договорных работ с предприятиями Министерств Авиационной промышленности и Общего машиностроения. Направление работы:

- Газодинамика и тепло- массообменные процессы при наддуве топливных баков ракет;
- Исследование сложных пространственных течений с зонами обратных токов в проточных трактах РДТТ.

Основная цель исследований ракетных двигателей твердого топлива - определить области интенсивной теплоотдачи и отложения конденсированной фазы в камере двигателя и на входе в сопло, приводящих к прогару и выходу из строя двигателя.

Эксперименты представляли собой холодные продувки модельных и реальных двигателей с имитатором твердого топлива, поставляемых Заказчиком. С использованием термоанемометра и различных методов визуализации (метод масляного «сажистого» покрытия и др.) выявлялась детальная структура потока, включающая зону обратных токов, область присоединения оторвавшегося потока, что позволяло определить области наиболее интенсивной тепло- и массоотдачи в камере.

В результате дальнейших исследований предлагались варианты модернизации двигателей, с целью устранения опасных зон с интенсивным тепло-массообменом. Результаты работ отражались в научно-технических отчетах и в заявках на изобретение. Так, с помощью данных исследований были решены задачи по устранению области отложения конденсированной фазы и прогара в двухкамерном РДТТ (Бикмуллин И.И.), в предсопловом объеме одного из исследованных двигателей и некоторые другие задачи.

Группа сотрудников (Щелков А.Н., Коврижных Е.Н., Иванов С.Ю., Кратиров Д.В.) в течение 1984-1990гг. занималась исследованием высокочастотной неустойчивости в ракетных двигателях твердого топлива с утолщенным соплом. Цель работы – устранить пульсации давления и тяги высокой амплитуды, приводящие к выходу двигателя из строя. В результате холодных продувок на моделях с имитацией поверхности горения твердого топлива пористой стенкой было выявлено возникновение на входной кромке утолщенной части сопла нестационарной вихревой структуры, подстраивающейся под собственную частоту продольных колебаний в камере двигателя. В результате этих исследований было предложено и защищено авторскими свидетельствами несколько технических решений по устранению автоколебаний давления и тяги (1984-1987гг.). Одно из таких решений в виде конфузора-насадка на входе в утолщенное сопло ракетного двигателя твердого топлива I ступени было реализовано на двух модификациях антиракеты, которая до сих пор составляет гордость нашей страны (С-300).

Сотрудниками сектора до 1994 года было защищено 2 докторских (Глебов Г.А., Козлов А.П.) и 18 кандидатских диссертаций.

Кроме задач, связанных с ракетной техникой, кафедра занималась народно-хозяйственными задачами, в том числе - тепловым воздействием на нефтяной пласт с целью интенсификации процесса добычи нефти. Для нефтяной республики (Татарстан) - эта задача была чрезвычайно актуальной. Используя опыт в создании камеры сгорания ракетных двигателей и газогенераторов, на кафедре и ее лаборатории были созданы эффективные парогазогенераторные установки, работающие на углеводородных топливах.

Эти работы под руководством В.Е. Алемасова и Т.М. Магсумова проводились в течение многих лет по программам Государственного комитета по науке и технике, МНТК «Нефтеотдача», а также по программе Республики Татарстан по повышению отдачи нефтяных пластов.

Содружество Казанского научного центра Российской АН, Производственного объединения Татнефть, институтов Татниинфтемаш и ТатНИПИнефть, опытно-экспериментального НГДУ Татнефтебитум и КАИ во многом способствовало успешному развитию как самого процесса разработки, так и опытно-промышленному применению на нефтяных промыслах новых технологий и созданных технических средств.

- В 80-ые годы прошлого века в Мордово-Кармальском месторождении природных битумов проводились опытно-промышленные эксперименты по испытанию различных

конструкций парогазогенераторных установок. Осенью 1990 года состоялись приемочные испытания парогазогенераторной установки межведомственной комиссией, образованной по приказу Министерства нефтяной промышленности СССР. Была доказана более высокая эффективность рабочего тела - парагаза для добычи природных битумов по сравнению с паром.

Парогазогенераторная установка с наземным расположением собственно парогазогенератора была рекомендована межведомственной комиссией к тиражированию в Бугульминском механическом заводе. Однако наступили времена серьезных перемен и реорганизации промышленности страны; в результате многие, многие разработки были преданы «забвению».

Параллельно с разработкой и созданием парагазогенераторов проводились работы по созданию термогазогенераторов в «скважинном» варианте для инициирования внутрискважинного горения. Опытно-промышленное применение термогазогенератора мощностью 125 кВт была осуществлена в 1991 году на скважине №9184 в Нурлатском месторождении высоковязких нефтей Республики Татарстан. Глубина опускания термогазогенератора составила 1257 метров.

Термогазогенератор проработал 56 часов, после чего было зафиксировано внутрискважинное горение по термограмме от датчика температуры в пласте и увеличением содержания CO_2 в контрольной скважине №9184. Одновременно - отклик на внутрискважинное горение ближайшей геофизической скважины № 40 выражался в том, что она начала фонтанировать с суточным дебетом 8 тонн после отключения термогенератора.

В 1997 году состоялась защита докторской диссертации Магсумовым Т.М. на тему: «Разработка научных основ, методов проектирования и инженерная реализация технических средств повышения нефтеотдачи на основе опыта ракетного двигателестроения». Практическая реализация данной работы в РТ ждет своего часа...

Несмотря на уменьшение объема исследований, связанных с ракетным двигателестроением, кафедра предпринимает попытки сохранить свой научный потенциал. Так, В 1997 году при поддержке директора Отдела энергетики Казанского научного центра РАН, академика Вячеслава Евгеньевича Алемасова создается совместная научно-исследовательская лаборатория гидродинамики и теплообмена (ГиТ). По существу, лаборатория ГиТ явилась преемником сектора газодинамики кафедры ракетных двигателей КАИ с 1982 по 1996 годы. Целью создания лаборатории было объединение научного потенциала КАИ им.А.Н.Туполева и Отдела энергетики КазНЦ РАН. Оперативное руководство деятельностью лаборатории было возложено на заведующего кафедрой спецдвигателей А.Ф.Дрегалина и директора ОЭ КазНЦ РАН В.Е.Алемасова на правах соруководителей, а обязанности заведующего лабораторией было поручено исполнять одному из ведущих сотрудников сектора «Газодинамика», д.т.н. Александру Павловичу Козлову.

В 1997 году лаборатория ГиТ вошла в состав Учебно-научного центра Энергомашиностроение, созданного в рамках Федеральной целевой программы «Государственная поддержка интеграции высшего образования и фундаментальной науки на 1997-2000 годы» (ФЦП «Интеграция»). При непосредственном участии сотрудников лаборатории ГиТ в 2002 году был организован Научно-Метрологический центр «КАИ», объединивший научно-технический потенциал КГТУ им.А.Н.Туполева, Отдела энергетики КазНЦ РАН и ФГУП ГНМЦ Всероссийский научно-исследовательский институт расходомерии для решения фундаментальных и прикладных задач в области гидродинамики и теплообмена, измерительной техники,

для развития научно-исследовательской и образовательной деятельности. Позднее, в 2004 году НМЦ-КАИ был преобразован в научно-исследовательскую лабораторию КГТУ им.А.Н.Туполева (приказ №394-о от 06.07.2004 года).

Основные направления деятельности лаборатории ГиТ:

1. Выполнение исследований гидродинамических и тепловых процессов в сложных ламинарных и турбулентных потоках (отрыв потока, течение и теплообмен за плохообтекаемыми телами в ограниченных, неравномерных и нестационарных потоках, управление отрывом потока, поверхностная интенсификация теплообмена, нестационарные турбулентные течения и т.д.).
2. Проведение экспериментально-теоретических исследований и создание методов и средств измерения параметров текучих сред, в том числе расходоизмерительной техники.
3. Выполнение разработок по ракетной тематике в области создания методов и средств активного воздействия на облака.
4. Выполнение исследовательских и прикладных работ в области промышленной вентиляции и газоочистки.
5. Использование научно-методического потенциала и оборудования лаборатории для обучения студентов, проведения исследований магистрами, аспирантами и докторантами, создания учебно-экспериментальной базы, отвечающей современным требованиям Государственного Образовательного Стандарта.

По результатам этих работ было защищено 3 докторских диссертации (Михеев Н.И., Молочников В.М., Давлетшин И.А.) и 13 кандидатских диссертаций.

Особенно хочется отметить работу по созданию малогабаритной ракеты нового поколения для активного воздействия на облака. Назначение ракетного комплекса: «модификация» погоды – защита от града, ливней, искусственное увеличение осадков. В разработке, кроме КАИ, участвуют: НИИПМ (Пермь), ИЦПЭ КазНЦ РАН, НПП ИРВИС (Казань), НПЦ Антиград (Нальчик).

Стадия разработки: проведены успешные межведомственные испытания ракеты, освоение серийного производства с началом поставок в 2015 году.

Академик РАН Липанов А.М., ознакомившись с этой работой, сказал, что она достойна для выдвижения на Государственную премию РФ.

В настоящее время на кафедре интенсивно развивается научно-исследовательская работа по разработке и созданию лазерного ракетного двигателя. Создана современная лаборатория с действующими образцами лазерных двигателей. Работа ведется и по ГРАНТам, и по хоз. договорной тематике. По данной теме защищена кандидатская диссертация Бикмучевым А.Р. (в настоящее время работает в Центре подготовки космонавтов им. Ю.А. Гагарина) и докторская диссертация Саттаровым А.Г.

До 1993г. кафедра ежегодно выпускала три группы студентов (60-75 человек) по ракетным двигателям. В настоящее время выпуск специалистов сократился. В последние годы кафедра на первый курс принимает 20 человек по специальности «Ракетные двигатели твердого топлива».

Следует отметить, что в настоящее время, судя по многочисленным письмам с оборонных предприятий с приглашением наших выпускников, возникла острая необходимость в специалистах по ракетному двигателестроению и ракетной технике в целом. С учетом того, что научно-педагогическая школа, четыре кабинета конструкций, лаборатория и стендовая база, включая огневые стенды жидкостных ракетных двигателей и ракетных двигателей твердого топлива на кафедре сохранились, коллектив кафедры нацелен на ее дальнейшее развитие в КАИ.

Ныне кафедра (бывшая кафедра ракетных двигателей) в результате объединения с кафедрой авиационных двигателей и энергоустановок имеет новое название – кафедра реактивных двигателей и энергетических установок (РДиЭУ).

Анатолий Федорович Дрегалин, дважды лауреат Государственной премии СССР (1984,1991г.); Заслуженный деятель науки и техники республики Татарстан (1982г.) и Российской Федерации (1987г.); член (академик) академии Авиации и Воздухоплавания (2004г); Почетный профессор КГТУ им. А.Н.Туполева (1997г.); доктор технических наук, заведующий кафедрой специальных ракетных двигателей Казанского государственного технического университета им. А. Н. Туполева с 1989 г по 2014 г. Окончил Казанский авиационный институт (ныне Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н.Туполева - КАИ) в 1960 году по специальности Двигатели летательных аппаратов. Специалист в области: Энергетика высокотемпературных процессов в тепловых двигателях и энергоустановках (теория, моделирование, методы расчета параметров процессов и свойств рабочих тел высокой температуры).

Геннадий Александрович Глебов, специалист в области газодинамических и тепловых процессов в тепловых двигателях и энергоустановках. Выпускник МГТУ им. Н.Э. Баумана (1972г.), КГУ им. В.И. Ульянова-Ленина (1981), доктор технических наук, профессор кафедры РДиЭУ Казанского национального исследовательского технического университета им. А. Н. Туполева. Автор более 160 научных работ, в т.ч., двух монографий, учебного пособия и 62 изобретений. Подготовил 16 кандидатов технических наук и одного доктора наук. Лауреат премии I степени Госкомитета СССР по народному образованию в области тепло-и массообмена (1988), член международной организации по непрерывному инженерному образованию IАСЕЕ. В 1994 году удостоен стипендии президента как выдающийся ученый России.

To 70th Anniversary of V.P. Glushko, S.P.Korolev Department: the first-in-the-country Rocket Engines Department

A.F. Dregalin, G.A. Glebov

Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev - KAI
K.Marx, 10, Kazan, 420111, Russia

In 1932 there was an event that defined course of life for many people and laid the foundation of major scientific discoveries and achievements - Kazan Aviation Institute was established on the basis of Aerodynamic Department of Kazan University. It was made on initiative of Academician N. G. Chetaev, mechanic and mathematician, Founder of well-known scientific Kazan School of mechanics and stability. The main aim of KAI was the training of qualified engineers, with deep mechanics-mathematics base, for aviation. Once the Institute got advance, the research interests began to expand due to the work in the rocketry at supersonic and hypersonic speeds, allows realizing flights beyond the Earth and its atmosphere, into space.

Start rocket-space researches in Kazan, and then in KAI, was done during the World War II, when Sergei Korolev and Valentin Glushko were here. At the factory no. 16 (nowadays it is Kazan Motor Production Association (KMPO)) the Department no. 28 of People's Commissariat of Internal Affairs was organized, where founders of the national rocketry and astronautics worked after arrest in 1940. The Department consisted of two design bureaus. One of them led by Boris Stechkin engaged in the creation of jet engines and in another Valentin Glushko was a head of development of liquid-propellant rocket engine with thrust from three hundred to twelve hundred kilogram.

After Boris Stechkin release in 1943 and his departure to Moscow, Design Bureau headed by Valentin Glushko remained in the Department, where pilot production of nitrogen acid liquid rocket engines RD-1 and RD1-X3 was created for installation on different types of aircraft.

At the end of World War II it became obviously that rocketry would be the basis of the country military potential in the coming years. The question of staff training for the rocket industry demanded the immediate solutions. Favorable conditions for training evolved in Kazan: Kazan Aviation Institute and prominent specialists in rocket engines worked successfully here, the pilot production of engines at the factory no. 16 was established.

Perceiving the rocketry importance and potential V.P. Glushko together with Director of KAI G.V. Kamenkov and Dean of the 2nd Faculty S.V. Rumyantsev made a proposal to establish the Rocket Engines Department.

By the Order of the People's Commissariat of Aviation Industry of May 1, 1945 **the country's first Rocket Engines Department** was organized in KAI. **Head of the Department V.P. Glushko, Professor G.S. Zhiritsky, Senior Lecturers S.P. Korolev, D.D. Sevruk, G.N. List**, and their colleagues were invited as teachers from Experimental Design Bureau of special engines.

I.I. Ivanov, later the Chief Engineer, Hero of Socialist Labor, laureate of Lenin and State Prizes of the USSR, M.K. Maksutova, later Dean of the Motors Faculty, Doctor of Science were among the first graduates of the new department in June 1946.

After Valentin Glushko and Sergei Korolev had left Kazan, who later led independent design organizations, the Rocket Engines Department of KAI existed until 1949. Then it became part of the joint Department of Aircraft Engines Theory, led by S.V. Rumyantsev. In 1965, on the initiative of Professor V.E. Alemasov it recreated as an independent unit (Department Of

Special Engines — Department no. 22) for engineers training in rocket engines. V.E. Alemasov headed the Department for almost a quarter of century. In 1987 he headed the Presidium of Kazan Branch of the Academy of Sciences of the USSR (now it is Kazan Scientific Center of Russian Academy of Science) and Professor A.F. Dregalin became a Head of the Department of Special Engines.

Since its establishment, the Department staff has prepared more than 2,000 engineers, more than 130 Candidates and 26 Doctors of Science. Many graduates of Department were awarded of high state awards and titles, became professors, academicians. Teachers of Department, in cooperation with other organizations staff also, have written numerous textbooks and workbooks. The textbook "Theory of Rocket Engines" received the greatest fame and recognition. The first edition of the future textbook was published in 1962, its author was V.E. Alemasov. The following editions of the textbook were prepared by authors team: V.E. Alemasov, A.F. Dregalin, A.P. Tishin; Academician V.P. Glushko was editor of the third and the fourth edition of this textbook. The fourth edition of the textbook was awarded of the State Prize of the USSR in 1991, and was translated in China in 1993.

Many years General Designers: Lenin Prize winner P.F. Zubets and Laureate of the State Prize of the USSR N.Kh. Fakhrutdinov taught the subject "Solid-propellant rocket engine (RDTT)" in the Department as part-time lecturers.

KAI graduates, and in particular the Department of Rocket Engines graduates, were in great demand in rocketry industry.

They were sent to various cities to work in the aerospace enterprises of the USSR: Krasnoyarsk, Omsk, Ekaterinburg, Zlatoust, Miass, Nizhnyaya Salda, Votkinsk, Perm', Gorkii Kazan, Dnepropetrovsk, Voronezh, Moscow (Research Institute of Precision Instruments (NIITP), DB "Energomash", S.P. Korolev Rocket and Space Corporation "Energia"), Zagorsk (Research Institute of Chemical Engineering, NIChimMash) and to other cities.

Thus, in 1959, General Designer of "State Design Bureau "Yuzhnoe" M.K. Yangel' asked by the Ministry to distribute and to hire to an engineer positions all 26 students from KAI, who came to pre-diploma practical work in his organization. In 1966 B.I. Gubanov, Deputy General Designer of SDB "Yuzhnoe" (KAI graduate of 1953), who then was developing missile system R-36M (Voevoda–Satan), visited KAI and by his request 15 KAI graduates was sent to SDB "Yuzhnoe" (Dnepropetrovsk). Totally, since 1953 to 1966 more than 150 KAI graduates, who obtain specialization in rocket engines and missiles, were sent to work in SDB "Yuzhnoe".

You can estimate the engineering education quality of KAI graduates of those years by the letter of Chief Designer and Director General of SDB "Yuzhnoe" S.N. Konyukhov on the 70th anniversary of the KAI establishment:

"Over 40 years I worked with KAI alumni, members of the pioneering developers rocket and space technology in SDB "Yuzhnoe", talented professionals, who have made a great contribution to the development of military and space rocket technology by their selfless work, including scientists, Winners of Lenin and State Prizes, Honored Engineers, Heroes of Socialist Labor: I.I. Ivanov, B.I. Gubanov, A.V. Klimov, I.G. Pisarev, V.Ya. Soloviev, L.V. Andreev, G.A. Kozhevnikov, V.A. Antonov, L.M. Nazarov, Yu. P. Prosviryakov, G.M. Galimov, Y.B. Ivanov, V.I. Baranov, Yu.V. Silkin, L.M. Shamatulskii.

Noted in a letter Deputy Chief Designer I.I. Ivanov, Chief Designer of KB-4 A.V. Klimov, Deputy Chief Designer of KB-2 I.G. Pisarev are graduates of the Rocket Engines Department. The historical lifecycle of four generations of combat missile technology and three generations of space rockets ("Zenith", etc.) that has not equal in the world in their

energy performance, are connected with these people. Americans still fear missiles SS-18 “Satan”, which has not an appropriate missile defense system.

The educational process successfully combined with scientific work in the Department. Research organization in the Department associated with the formation under of V.E. Alemasov leadership in 1957 a new research direction for the calculation and the analysis of processes in engines, based on widespread use of computer technology. In the “arms race” between USSR and USA, which is called the “Cold War” and in space exploration the time was one of the main factors. Inceptive electronic computers have become the new tool, which allowed making revolution in scientific research, including thermodynamics and rocket engines.

Now you can create rigorous mathematical models quite accurately describing the physical processes in a rocket engine. Calculations of thermodynamic processes in rocket engines for liquid, solid and hybrid fuels of different chemical composition are made on the basis of universal software now. Besides, time for solutions obtaining reduced significantly. All this has allowed achieve the new levels of design work and predictive assessments quality in enterprises developing rocket engines and the Department (and later research laboratory) for over twenty years kept a monopoly position in the calculation of process parameters and combustion products properties in rocket engines and other heat power plants. The lead author in solving many of these problems and challenges is Kazan Aviation Institute is graduate of 1958 A.P. Tishin.

Official acceptance of success in this research direction development was the creation in 1963 in KAI of branch Thermodynamic and Thermophysics Research Laboratory under V.E. Alemasov supervision. The main research customer was the Research Institute of Thermal Processes (formerly — Rocket Research Institute, then NII-1, NIITP, nowadays — Keldysh Research Centre).

A new stage in creation of calculation methods for high-temperature processes parameters and combustion products properties in rocket engines and power plants, of software for analysis and obtain of reference data for various types of liquid propellants was the issue of ten-volume reference book “Thermodynamic and Thermo physic Properties of Combustion Products”.

For calculation of process parameters and combustion products properties one requires some initial data in the form of definite constants and temperature functions related to the components of the initial substances and individual combustion products (consisting of multi-component mixtures of gases, liquids and solids produced during combustion). This data is contained in the voluminous references of USSR Academy of Sciences “Thermal Constants of Substances” and “Thermodynamic Properties of Individual Substances”, work on which drawing was executed under the supervision of Academician V.P. Glushko since 1952.

Reference book “Thermodynamic and Thermo physic Properties of Combustion Products” was intended to finalize the complex problem of creating a system of mutually and organically bound references, forming a united system. It provided the research, design and construction organizations and academic institutions with the data needed for reasoning of the rocket and space technology prospects, research high-temperature processes and selection of the most efficient parameters.

Presidium of the USSR in August 1968 made the decision of the third reference book preparation. The editorial board supervised the work, which leading scientists in the field of rocket engine were invited in. Academician V.P. Glushko — the founder of domestic rocket engine development headed and carried out scientific editing on it. V.E. Alemasov as the leading author of the reference book have been assigned as deputy science editor, he coordinated work of all project participants. Authoritative in the Soviet Union and modern

Russia researchers and design firms were among them: Central Research Engineering Institute, Research Institute of Thermal Processes, Design Bureau of Power Engineering, Institute for High Temperatures of USSR Academy of Sciences, All-Union Institute of Scientific and Technical Information. Department of Special Engines collected all materials for the reference book, organized editing and engaged in the final text preparation.

Reference book, which publication was completed in 1980, became a result of labor of numerous authors and editors team. In data completeness, rigor formulations and adopted calculation methods it has no precedent in the world and domestic literature. Several volumes of the reference book were translated in United States and Israel. In 1984 the system of reference data as a complex of three reference books was awarded the State Prize of the USSR.

Liquid propellant rocket engines designed in our country are still the best in the world. The contributions of KAI scientific school in these results are very weighty.

Moreover, we should note additional important moments in the history of **the country's first Department of Rocket Engines - the Department associated with the names of V.P.Glushko, S.P.Korolev.**

Thermodynamic and thermo physic researches of combustion products and processes in rocket engines were laid the foundation for creating and necessary conditions in the Department of Special Engines experimental base and research facilities for the other scientific fields and training of qualified personnel for the country. Thus, since 1973 by 1984 four doctoral dissertations were defended in the Department: V.Ya. Klabukov (1973, "Radiation Heat Transfer in Rocket Engines"); A.V. Fafurin (1974, "Non-Stationary Heat Transfer in Solid Propellant Rocket Engines"); Yu. M. Danilov (1982 "Internal Ballistics of Solid Propellant Rocket Engines"); T.P. Potapov, (1984, "Electro Physical Properties of Rocket Engines Combustion Products"). These scientists and teachers together with their employees had gone into "deep waters": V.Ya. Klabukov became rector of Kirov Polytechnic Institute; A.V.Fafurin and Yu.N. Danilov became Department Heads in Kazan Chemical Technological Institute; G.P. Potapov — Head of Department in KAI.

In 1984, by the order no. 41 of V.E. Alemasov dated on March 30, scientific and educational units had been established in the Department of Special Engines, including five thematic sectors: "CAD" (Head Kryukov, V.G.), later renamed into "Modeling"; sector "Diagnostics" (Head Gafurov, R.A.); sector "Electrophysics" (Head Cherenkov, A.S.); sector "Gas Dynamics" (Head Glebov, G.A.); sector "Oil" (Head Magsumov, T.M.), as well as a centralized service sector "SCO", which includes two groups: GTO-1 (Laboratory Head Usanov, I.A.) and GTO-2 (Laboratory Head Shulakov, V.A.). Groups GTO-1 and GTO-2 of centralized services sector were set up to perform work for providing and maintenance of educational process and scientific research and staffed on a territorial basis: GTO-1 is in the educational building no. 7, and GTO-2 is in the outside laboratory base, where there were five firing test beds, including the model solid propellant jet engines test bed, liquid jet engines test bed on long kept components, liquid jet engines test bed on liquid oxygen and kerosene. Contractual research, for example, in 1990, held on 52 contracts on the amount of 1,579,300 rubles, which was a significant sum in the total contractual work in KAI at that time. Staff of the Department was 130–140 people at that time.

Sector "Diagnostics" was actually organized in March, 1978. Initially it consisted of 9 graduates of Special Engines Department of 1977–78 years.

In 1979, the Scientific Council on the problem of "liquid rocket propellant" of the Presidium of the USSR Academy of Science took a decision (no. 105-79 from 15.10.79) to execute in KAI fundamental research of design and create the new physical methods and means complex of diagnosing intrachamber processes in liquid rocket engines.

The main directions of the sector work were:

1. Diagnosis of two-phase flows and mixing parameters in gas-liquid paths, control elements and combustion chamber of liquid rocket engines.
2. Diagnosis of combustion chamber reaction zone and parameters of the curtain cooling and exhaust jet under normal and abnormal operating conditions.
3. Manufacture of diagnostic systems prototypes and its development in the firing tests on KAI test beds.
4. Functional linkage of diagnostic systems into united automated system with using computation complex IVK-7 and "KAMAK" modules.
5. Development of scientific foundation of aircraft engines technical diagnostics synchronously with tests.

In the 1979 also in the Department of Special Engines the development and construction of a new test bed with the engine thrust up to 2 ton began, that works on the components: kerosene + oxygen (gas) and is used compressed nitrogen in control systems and supercharging.

To solve the set problems group was reorganized in the sector "Diagnostics" in Department in 1984 and increased its size up to 66 people. There were 9 subgroups in the sector engaged in development of methods and devices for research of various parameters of the engine and test bed systems, such as:

- Holographic apparatus for research of the fuel components spray area and the backpressure effect on gas-liquid flows;
- Mass spectrometer apparatus for the continuous analysis of the combustion products composition in various zones in the combustion chamber with simultaneous scanning bleed off samples along cross the combustion products flow section;
- Microwave interferometer to study the spatial characteristics of the reaction zone of the flame with a scanning antenna device along the combustion chamber;
- Radiometers for intrachamber processes research and study of the working medium in the microwave range;
- Diagnostic apparatus using molecular spectroscopic method for the working processes research by working medium self radiation in the ultraviolet and visible ranges;
- Device, based on the laser-induced fluorescence method for study of the active radicals local concentrations in the reaction zone;
- Plasma-ion detector systems for the charges generation research under pulsed operation mode changes and surface gas ducts ignition;
- Device of monitoring and control of the combustible mixture ignition process in spark ignition devices;
- External disturbing apparatus for generating acoustic disturbances with adjustable frequency;
- Device with a vacuum sampler and fast infrared spectrometer for study of "soot" particles in combustion products, for measurement of the flame emission spectrum by double monochromator DMR-4 and for analysis of dispersed composition of condensed phase;
- Measuring and computing complex IVK-7 with "KAMAK" module and computer SM-4.

In 1989 construction of the test bed was completed and the first firing test of the standard engine (steering camera) of "Buran" system in conjunction with an automated diagnostic complex was carried out. On all test devices, including fire test bed, training labs were carried out, and a set of manuals for them was developed. This kind of work was executed until 1995. Over the entire period of the "Diagnostics" sector work 2 persons (Gafurov, R.A., Shigapov, A.B.) were defended doctoral thesis, 8 persons (Safin, D.N., Safin, R.S., Zakonov, M.A., Shabalin, I.N., Platonov, E.N., Yunusov, D.M., Trutnev, K.F., Stinskii, G.V.) were defended Ph.D. thesis.

Subjects of the “**Electrophysics**” sector works was very wide and included research both theoretical and experimental directions. Block of computational and theoretical work included the study of non-ideal (in the thermodynamic sense) ionized working mediums of rocket engines and power plants based on them, taking into account the formation of clusters: associates and complex ions (executors: A.I. Glazunov, O.V. Ermolaeva, A.N. Sabirzyanov); nonequilibrium flows of ionized heterogeneous working mediums for solid propellant jet engines (executor: M.M. Lampasov); study of the processes in electric discharge chambers of powerful laser systems (executor: G.B. Odinkova).

Experimental direction of work had been focused on the development of methods and means of contingency situations lag-free diagnosing by electrophysical methods for full-scale liquid propellant and solid propellant jet engines (A.D. Ziyatdinov, A.G. Bugaenko, G.P. Potapov). To this purpose the original microwave transmitters and receivers were developed, some elements of which were made at various leading radio engineering enterprises of the USSR (executer: R.N. Abdrshin). An external (related to the engine) probe methods used also, allowing the lag-free monitoring of the destruction dynamics of parts of the solid fuel charge or thermal barrier coating at full-scale tests of the solid propellant rocket engines. This method had been implemented in the solid propellant rocket engines full-scale testing practice. Ionization sensors and its signal processing devices (executors: V.A. Shkalikov, M.L. Osipov) allow you to record the beginning of ignition of the gas duct metal of the liquid propellant rocket engines with staged combustion cycle and provide a signal for the engine safety system. A method for contactless diagnostics (via antenna probe) of intrachamber processes in liquid propellant rocket engines was developed (executor: A.N. Sabirzyanov).

Sector staff carried out continuous remote monitoring by using the developed instruments of all rocket launches from cosmodromes “Baikonur” and “Plesetsk”.

One doctoral thesis and seven PhD theses was protected by this work results.

Work of sector “Modeling” was mostly theoretical and carried out in the direction “Mathematical modeling of high-temperature processes in power plants”.

Researches and commercial contracts were executed on themes:

- Chemical non-equilibrium processes in nozzles of liquid propellant rocket engines and solid propellant rocket engines and development of application software package “Prediction of the rocket engines specific impulse” (developers and researchers A.G. Senyukhin, A.D. Khasanov, R.S. Khairullin, I.K. Zhukova, R.L. Iskhakova, T.V. Trinos);
- Gas-liquid reacting flows (gas generators, combustion chambers of liquid propellant rocket engines and air-breathing engines), modeling of the recirculation flows and processes in the flame front (the developers and researchers I.A. Zenukov, A.L. Abdullin, A.V. Demin, D.B. Sokolov);
- Processes in the hot pressurization tanks of liquid propellant rocket propulsion systems and modeling of interfacial combustion (developers and researchers V.I. Naumov, I.Yu. Naidyshev, V.Yu. Kotov, R.K. Valiev, R.A. Mukhamedzyanov). G.A. Glebov was involved in development of the gas dynamic model of inter tank processes.

Work on these topics includes the followed steps: creating of physical schemes, mathematical models, computation algorithm, software development and its application on the interested enterprises. Application was carried out in the framework of commercial contracts with leading companies of the industry branch: “Konstruktorskoe Buro Khimavtomatiki” (OSC KBKhA) (Voronezh), RSC “Applied chemistry” (Leningrad), Research Institute of Precision Instruments (NIITP, Moscow), Research&Development Institute of Mechanical Engineering (NIIMash, Nizhnyaya Salda), Academician V.P. Makeyev State Rocket Centre (Miass), S.P. Korolev Rocket and Space Corporation “Energia” (Moscow), “Saturn” (Moscow), KMF “Soyuz” (Kazan), “Soyuz” (Dzerzhinsk) and others.

After strong changes in our country in early 90-th the main employees of sector working in different departments, organizations and even other countries continued profitable cooperation with the Department in this direction with expansion of problems subjects. In particular, together with Brazilian colleagues and students the problems of the modeling of combustion processes in gas-coal flows and of mass transfer processes in industrial extractors were solved (V.G. Kryukov, A.L. Abdullin). Together with foreign colleagues work on “Mathematical modeling of combustion processes and ionization in internal combustion engines” carried out (A.V. Demin, V.I. Naumov).

Our principal researchers in this direction have published more than 300 scientific papers, including 3 monographs, 80 articles in the foreign congresses proceedings and 30 in the Russian conferences proceeding and more than 40 articles in journals, including: Russian Aeronautics; Chemical Engineering and Processing (Elsevier); Food and Bioproducts Processing (Elsevier); Tendencias em Matematica Aplicada e Computacional; Information Tecnologica; Physics Chemical Kinetics in Gas Dynamics, etc.

As part of the developed scientific direction to the present time 4 doctoral theses, 4 PhD and 14 Master's theses were defended.

Team of the **“Gasdynamics” sector** was formed in 1980 of the best KAI graduates, post-graduates and engineers. In addition to mechanical engineers of aircraft engines, graduates of Radio Engineering Faculty and Computer Science Faculty actively worked in the sector. The main research direction is the study of turbulent jet streams and separated flows and heat transfer in channels of aircraft engines and power plants. Particular attention is paid to the study of unsteady effects in the areas of separation and reattachment of the separated flow, characterized by instantaneous changes of velocity to the opposite one. The research was carried out on two gas-dynamic tunnels operating on suction. Gas dynamic plants with supersonic flow worked on the high pressure dock. Measurement of averaging and pulsating flow parameters was carried out with the help of developed and manufactured in the sector “Gasdynamics” original thermoanemometers that sensitive to the instantaneous flow direction. New experimental data and the effects of separated and other flows, characterized by instantaneous speed “reverse”. Influence of such “reverse” flows on heat transfer was also studied. The results of the work were presented at seminars of G.N. Abramovich (CIAM), A.S. Genevskii (TsAGI), on international and other conferences (R.N. Gabitov, A.A. Bormusov, V.Yu. Kokurin, R.A. Yaushev, V.B. Matveev, B.E. Mikhailov, A.R. Gafurov etc.). The main results were published in major journals and monographs published by Kazan Branch Academy of Sciences. Some sector staff (I.K. Zhukova and I.M. Varfalameev) engaged in numerical simulation of researched complex flows based on the Reynolds equations. One of the goals of such research was an attempt to clarify the empirical constants in the turbulence models (K- ϵ et al.) with using of the experimental data for highly turbulent reversed flows with zones of reverse streams.

The second direction of the sector activity was directly related to execution of research contract work with the enterprises of the Ministry of Aviation Industry and General Engineering. Activity directions are:

- Gas dynamics and heat and mass transfer processes in the supercharged fuel tanks of rockets;
- The study of complex spatial flows with zones of reverse flows in cross-flow ducts of solid propellant rocket engines.

The main goal of solid propellant rocket engines research is to identify areas of intense heat emission and deposits of the condensed phase in the chamber and the nozzle inlet leading to burn-through and failure of the engine. Experiments were the cold blow of the model and real engines with the solid propellant simulator supplied by the customer. By using of thermo

anemometer and variety visualization techniques (method of oil “sooty” coatings, etc.) the flow detailed structure was identified, which includes the area of reverse flows, the region of the separated flow joining, which allows to determine the area of most intense heat and mass transfer in the chamber.

As a result of further research, engines modification options were suggested to eliminate hazardous areas with too intense heat mass exchange. This results of work were represented in the scientific and technical reports and patents. Thus, with the help of these studies the problem of eliminate area of condensed phase deposits and burn-throw have been resolved for a two-chamber solid propellant jet engine (I.I. Bikmullin), for pre-nozzle volume of one of the test engines and some other problems.

A group of employees (A.N. Shchelkov, E.N. Kovrizhnykh, S.Y. Ivanov, D.V. Kratirov) in 1984–1990 engaged in the study of high-frequency instability in solid propellant rocket engines with recessed nozzle. The aim of the work was to dispose the pulsation of pressure and high-amplitude thrust, resulting to engine damage. As a result of the cold blows on models with simulated solid propellant burning surface by the porous wall was revealed appearance at the leading edge of the recessed portion of nozzle of the non-stationary vortex structure adapting to the natural frequency of longitudinal vibrations in the engine chamber. As a result of these studies several technical solutions have been proposed and is defended about eliminate the self-oscillations of the pressure and thrust (1984–1987). One such solution in the form of the confuser-attachment in the inlet in recessed nozzle of solid propellant rocket engine of the first stage was realized on two modifications of interceptor missile, which still is the subject of proud of our country (S-300).

Sector employees have been defended 2 doctoral (G.A. Glebov, A.P. Kozlov) and 18 PhD theses before 1994.

Besides the problems, related to rocketry, the Department engaged in economic problems, including thermal effect on the oil pool to intensify the oil production. In the oil Republic (Tatarstan) this problem was of extremely great importance. Using the experience of rocket engine and gas generator combustion chamber development, Department and its laboratories were established effective steam gas generator plants using hydrocarbon fuels.

These works under V.E. Alemasov and T.M. Magsumov supervision were carried out for many years in the framework of the program of the Science and Technology State Committee, the International Scientific and Technical Committee “Oil Recovery”, and Tatarstan Republic program to enhance oil recovery.

Commonwealth of Kazan Scientific Center of Russian Academy of Sciences, Production Association Tatneft, institutions Tatar Research Oil Engineering Institute (TatNIIneftemash), Tatar R&D Oil Institute (TatNIPIneft), Pilot Experimental Oil-Gas Exploration Office Tatneftebitum and KAI has greatly contributed to the successful development of both the design process and the development of industrial application in the oil fields of new technologies and developed facilities.

- In the 80th of the last century pilot operational experiments executed in Mordovia–Karmalskoe natural bitumen field to test different designs of steam gas generator plants. In autumn 1990, acceptance tests of the steam gas generator plant carried out by interdepartmental commission formed by order of the USSR Ministry of Oil Industry. Higher efficiency of the working medium — steam-gas in comparison with steam for natural bitumen production was proved.

Steam gas generator plant with ground location of the steam-gas generator has been recommended by the interdepartmental commission for manufacturing in Bugulma Mechanical Plant. However, the time came for serious changes and restructuring of the country's industry; as a result many, many developments have been devoted to oblivion.

In parallel with the development and construction of steam gas generators, the work of thermal gas generator design in the “in-well” modification was carried out to initiate intrastratal ignition. Experimental and industrial applications of thermal gas generator of power 125 kW was carried out in 1991 on the well no. 9184 in Nurlat high-viscosity oil field of Tatarstan Republic. Thermal gas generator downing depth was 1257 meters.

Thermal gas generator worked for 56 hours, after that the intrastratal burning on the thermogram by a temperature sensor in the stratum and the increase of CO₂ content in the monitoring well no. 9184 was recorded. At the same time a response of the nearest geophysical well no. 40 to the intrastratal burning was the fact that it began to blow out with daily debit of 8 tons after thermal generator disconnecting.

In 1997 T.M. Magsumov defended doctoral theses on the theme: “Development of scientific foundations, methods of design and engineering implementation of facilities for enhanced oil recovery based on the rocket engineering experience”. Practical implementation of this work in the Tatarstan Republic is waiting in the wings ...

Despite the decline in research related to the rocket engine, the Department is attempting to preserve its scientific potential. Thus, in 1997 with the support of the Director of the Energy Division of the Kazan Scientific Center, Russian Academy of Sciences, Academician Vyacheslav E. Alemasov, a joint research laboratory of hydro dynamics and heat transfer (HiT) has created. Actually it is HiT Laboratory that is the successor of gas dynamics sector of Department of Rocket Engines of KAI from 1982 to 1996. The purpose of the lab establishing is to unite the scientific potential of KAI named after Tupolev and Energy Division of Kazan Scientific Center RAS. Operational management of the laboratory was assigned to head of the Department of Special Engines A.F.Dregalin and Director of Energy Division of Kazan Scientific Center RAS V.E.Alemasov as a co-heads, and Acting Head of the laboratory was assigned to perform one of the leading members of “Gas Dynamics” sector, Doct. of Tech. Sci. Alexander P. Kozlov.

In 1997, HiT Lab joined the University Centre of Power Engineering established under the Federal Target Program “State support of integration of higher education and fundamental science 1997–2000” (FTP “Integration”). Scientific Metrological Center “KAI” was organized in 2002 with the direct participation of HiT Laboratory employees, that combined the scientific and technical potential of Tupolev Kazan State Technical University, the Energy Division of Kazan Scientific Center RAS, Federal State Unitary Enterprise SSMC All-Russian Scientific Research Institute of Flowmeter Survey for solution of the fundamental and application tasks in the field of hydro dynamics and heat transfer, measuring equipment, for the development of research and educational activities. Later, in 2004, SMC-KAI was reorganized into a research laboratory of KSTU named after Tupolev (order no. 394-o from 06.07.2004).

The main activities of the HiT Laboratory:

1. Execution of hydrodynamic and thermal processes research in complex laminar and turbulent flows (flow separation, flow and heat transfer after bluff bodies in limited, non-uniform and non-stationary flows, flow separation control, surface heat transfer intensification, unsteady turbulent flows, etc.).
2. Carrying out of experimental and theoretical research and development of methods and means of measuring of fluids parameters, including flowmeter instruments.
3. Development on rocketry topics in the field of methods and means of active influence on clouds.
4. Research and applied works in the field of industrial ventilation and gas purification.

5. The use of scientific and methodological abilities and laboratory equipment for students teaching, masters, postgraduate and doctoral students' research, creating of training and experimental base that matches modern requirements of State Educational Standards.

According to the results of these studies 3 doctoral theses (N.I. Mikheev, V.M. Molochnikov, I.A. Davletshin) and 13 PhD theses were defended.

I especially want to commend the work of the creation of compact missile of new generation for active influence on clouds. Appointment of missile complex is weather "modification"—protection against hail, rain, and artificial rain enhancement. In this development Scientific Research Institute of Polymeric Material (NIIPM, Perm), Research Center of Energetics Problem of KSC RAS, Research and Production Enterprise "Irvis" (Kazan), Research and Production Center "Antigrad" (Nalchik) are participated besides KAI.

Stage of development is the follows: successful interdepartmental tests of the missile are carried out; the serial production with deliveries will begin in 2015.

Academician of RAS A.M. Lipanov said after acquaintance with this work, that it is worthy for nomination for the State Prize of the Russian Federation.

At the present time, Department is intensively executing research work on the development and design of the laser rocket engine. A unique modern laboratory with acting models of laser engines is established. Work is being done both under the grants, and commercial contracts. On this problem PhD thesis is defended by A.R. Bikmuchev (presently working in the "Gagarin Research&Test Cosmonaut Training Center) and doctoral thesis — by A.G. Sattarov.

Up to 1993 Department annually graduates three groups of students (60–75 people) in rocket engines specialty. Nowadays, graduates amount have declined. In recent years, Department takes 20 people in "solid propellant rocket engines" specialty in the first course.

It should be noted that at present, judging by the numerous letters from military companies, inviting our graduates, there is an urgent need for specialists in rocket engine and rocket technology in general. Given the fact that the scientific and pedagogical school, four classes of designs, laboratory and test bed base, including firing test beds for both liquid and solid propellant rocket engines are kept in Department, the staff of Department is aimed at its further development in KAI.

Now Department (formerly the Department of Rocket Engines) after joint with the Department of Aircraft Engines and Power Plants has a new name — Department of Jet Engines and Power Plants (RDiEU).

Anatoly F. Dregalin, twice winner of the State Prize of the USSR (1984, 1991); Honored Worker of Science and Technology of the Tatarstan Republic (1982) and the Russian Federation (1987); member (academician) of the Academy of Aviation and Aeronautics (2004); Professor Emeritus of KSTU named after A.N. Tupolev (1997); Doct. Of Tech. Sci., head of the Department of Special Rockets Engines of Kazan State Technical University named after A.N. Tupolev from 1989 to 2014.

He graduated from Kazan Aviation Institute (now Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KNRTU) in 1960 in an aircraft engines specialty.

Specialist in high-temperature processes energy in heat engines and power plants (theory, modeling, analysis methods of process parameters and properties of the working mediums of high temperature).

Gennady Alexandrovich Glebov, specialist in the field of gas-dynamic and thermal processes in heat engines and power plants. A graduate of MSTU named after N.E. Bauman (1972), Kazan State University named after Ulyanov-Lenin (1981), Doct. of Tech. Sci.,

Professor of RDiEU Department of Kazan National Research Technological University named after A.N. Tupolev. Author of over 160 scientific papers, including two monographs, textbooks and 62 inventions. He prepared 16 candidates of technical science and a doctor of technical science. Laureate of I degree Prize of the USSR State Committee for Public Education in the field of heat and mass transfer (1988), a member of an international organization for continuing engineering education IACEE. In 1994 he was awarded the Presidential Scholarship as an outstanding scientist of Russia.

Московскому авиационному институту (МАИ) - 85 !

Московский авиационный институт (МАИ) отметил 85-летие своего создания. Институт был основан в марте 1930 года. Мы с удовлетворением поздравляем всех наших Коллег из Московского авиационного института (Национального Исследовательского Университета) и весь коллектив МАИ в целом с этим юбилеем со дня основания !

При этом нам очень приятно отметить, что в Программе развития МАИ среди **первых стратегических задач выделено :**

- «... достижение высокого качества подготовки специалистов для авиационной и ракетно-космической науки и инженерной практики»;
- «... усиление физико- математической подготовки как базы Знаний для понимания процессов и моделирования явлений в инженерной практике ...».

В результате, в МАИ имеет место **фундаментальная подготовка специалистов и инженеров** широкого профиля, для сложнейших промышленных областей

В этом, разумеется, особая заслуга *руководителей МАИ (Ректоров)*, с их дальновидностью, ответственностью и великолепной интуицией как специалистов (в первую очередь, - как инженеров – механиков). Среди них отдельно выделим Г.В. Каменкова, механика и математика, блестящего ученика Н.Г.Четаева. Академик Н.Г.Четаев - основатель Казанской Четаевской Школы механики и устойчивости, *инициатор организации в Казани Казанского Авиационного Института (КАИ) в 1932 году*, с фундаментальным высшим инженерным образованием...

Г.В.Каменков, выпускник Казанского Государственного Университета, успешно претворял в период своего руководства сначала в КАИ (в качестве Ректора), а затем (в качестве Ректора) и в МАИ **эти идеи Н.Г.Четаева** о необходимости «...**фундаментальности в системе высшего инженерного образования для таких сложнейших междисциплинарных областей как Авиация и Космонавтика**...».

От имени всех казанцев, от имени Членов Международного Редакционного Комитета желаем всем нашим Коллегам и всему коллективу Московского авиационного института (Национального Исследовательского Университета), нашему Партнеру, дальнейших успехов и совершенствования по всем направлениям работы в этой труднейшей сфере - в системе Высшего Инженерного Образования для Авиации и Космонавтики.

Мы желаем нашему Партнеру – МАИ «устойчивости на бесконечном интервале времени при всех постоянно действующих возмущениях»!

Президент КНИТУ - КАИ
Член Международного Редакционного Комитета

Со – Редактор МНЖ

Ю.Ф.Гортышов

Л.К.Кузьмина

Moscow Aviation Institute (MAI) - 85 !

Moscow Aviation Institute (MAI) has celebrated its 85th Anniversary at this year. MAI was established in March 1930. We are satisfied to congratulate our Colleagues from Moscow Aviation Institute (National Research University) and all the staff of MAI on this anniversary!

We are pleased to note that **the primary strategic tasks in the Program of MAI development are the following:**

- «... achievement of high quality in specialists training for aviation and space science and engineering practice ...»;

- «... enhancement of training in physics and mathematics for understanding of processes and simulation of phenomena in engineering practice ...».

Consequently, MAI performs **basic multi-discipline training of specialists and engineers** for the most complex industrial fields.

The credit here is undoubtedly due to MAI Leaders (Rectors), their foresight, responsibility and brilliant intuition (primarily as engineers in mechanics). Among them, latter, we pay special attention to G.V.Kamenkov, specialist in mechanics and mathematics, brilliant N.G.Chetaev's disciple. Academician N.G.Chetaev is Founder of Kazan Chetaev School for Mechanics and Stability, *initiator of establishment of Kazan Aviation Institute in Kazan in 1932*, with fundamental higher engineering education ...

G.V.Kamenkov graduated from Kazan State University. Being Rector of KAI and later – Rector of MAI, he particularly succeeded in implementation of **these Chetaev's ideas** of obligatory «... **fundamental nature of higher engineering education** in the complex **interdisciplinary fields** like **Aviation and Astronautics** ...».

On behalf of all the Kazan specialists, on behalf of all the members of the International Editorial Committee we wish our Colleagues and all the staff of Moscow Aviation Institute (National Research University), our Partner, further success and advances in all fields of this one of the most complicated sphere – the system of Higher Engineering Education for Aviation and Astronautics.

We wish to our Partner MAI “the stability on infinite time interval under all permanently acting perturbations”!

**President of KNRTU – KAI
Member of International Editorial Committee**

Co-Editor of ISJ

Yu.F.Gortyshov

L.K.Kuzmina

XI ALL-RUSSIAN CONGRESS ON FUNDAMENTAL PROBLEMS OF THEORETICAL AND APPLIED MECHANICS

Russian National Committee on Theoretical and Applied Mechanics together with Kazan Federal University, Kazan National Research Technical University of A.N.Tupolev name (KAI) and Institute for Mechanics and Mechanical Engineering KazSC of RAS under the auspices of Russian Ministry of Education and Science, Federal Agency for Scientific Organizations, Government of the Republic of Tatarstan, Russian Academy of Sciences and Russian Foundation for Basic Research are going to hold the 11th All-Russian Meeting on basic problems of theoretical and applied mechanics on 17-21 August 2015. Third All-Russian School for young scientists in mechanics and a session of General Assembly of Russian National Committee on Theoretical and Applied Mechanics will be held in the framework of the Meeting.

Structure of the Congress program

Session 1. General and applied mechanics

- 1-1. Analytical mechanics and motion stability
- 1-2. Control and optimization of mechanical systems
- 1-3. Oscillations of mechanical systems
- 1-4. Mechanics of systems of solid and deformable bodies
- 1-5. Mechanics of machines and robots

Session 2. Fluid and gas dynamics

- 2-1. Hydrodynamics
- 2-2. Aerodynamics and gas dynamics
- 2-3. Stability of flows and turbulence
- 2-4. Physical and chemical continuum mechanics
- 2-5. Mechanics of multiphase media

Session 3. Mechanics of deformable solid bodies

- 3-1. Theory of elasticity and viscous elasticity
- 3-2. Theory of plasticity and creep
- 3-3. Dynamic processes in deformable media
- 3-4. Mechanics of destruction and damage
- 3-5. Mechanics of contact interaction

Session 4. Interdisciplinary problems of mechanics

- 4-1. Problems of meso- and nano mechanics
- 4-2. Biomechanics
- 4-3. Mechanics of natural processes
- 4-4. History of mechanics and issues of teaching mechanics in universities

Sessions will comprise special-order reports, and subsessions will comprise oral and poster presentations selected by the Organizing Committee. Each author can participate only with one report.

Authors were encouraged to submit their materials till 1 March 2015 according to the rules approved by the Congress, namely: abstracts not exceeding 500 characters and short papers not exceeding 2 pages A4. Abstracts of the approved papers will be published in the Congress proceedings, papers will be published online and on CDs in PDF.

Registration forms for participants and other relevant information on the Congress will be uploaded to **www.ruscongrmech2015.ru**.

XI ВСЕРОССИЙСКИЙ СЪЕЗД ПО ФУНДАМЕНТАЛЬНЫМ ПРОБЛЕМАМ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ПРИКЛАДНОЙ МЕХАНИКИ

Российский Национальный комитет по теоретической и прикладной механике совместно с Казанским (Приволжским) федеральным университетом, Казанским Национальным исследовательским техническим Университетом им.А.Н.Туполева (КАИ) и Институтом механики и машиностроения КазНЦ РАН при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, Федерального агентства научных организаций, Правительства Республики Татарстан, Российской академии наук и Российского фонда фундаментальных исследований проводит в г. Казани 17-21 августа 2015 года XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. В рамках съезда пройдут Третья Всероссийская школа молодых ученых-механиков и сессия Общего собрания Российского Национального комитета по теоретической и прикладной механике.

Структура научной программы съезда

Секция I. Общая и прикладная механика

- I – 1. Аналитическая механика и устойчивость движения
- I – 2. Управление и оптимизация в механических системах
- I – 3. Колебания механических систем
- I – 4. Механика систем твердых и деформируемых тел
- I – 5. Механика машин и роботов

Секция II. Механика жидкости и газа

- II – 1. Гидродинамика
- II – 2. Аэродинамика и газовая динамика
- II – 3. Устойчивость течений и турбулентность
- II – 4. Физико-химическая механика сплошных сред
- II – 5. Механика многофазных сред

Секция III. Механика деформируемого твердого тела

- III – 1. Теория упругости и вязкоупругости
- III – 2. Теория пластичности и ползучести
- III – 3. Динамические процессы в деформируемых средах
- III – 4. Механика разрушения и повреждений
- III – 5. Механика контактного взаимодействия

Секция IV. Междисциплинарные проблемы механики

- IV – 1. Проблемы мезо- и наномеханики
- IV – 2. Биомеханика
- IV – 3. Механика природных процессов
- IV – 4. История механики и вопросы преподавания механики в ВУЗах

На секционные заседания будут вынесены заказные доклады, на подсекционные – доклады в устной и стендовой формах, отобранные Оргкомитетом. Каждый автор имеет право на участие только в одном докладе.

Срок приема заявок на участие в работе съезда с докладом - до 1 марта 2015 года по установленной на сайте съезда форме, в соответствии с которой должны быть представлены аннотация объемом не более 500 знаков и краткий текст доклада объемом в 2 страницы формата А4. Аннотации принятых докладов будут опубликованы в печатном сборнике материалов съезда, а тексты докладов будут размещены на сайте и на CD-диске в PDF-формате.

Регистрационные формы участников и другая информация о съезде будут размещаться на сайте съезда **www.ruscongrmech2015.ru**.

INTERNATIONAL FEDERATION OF NONLINEAR ANALYSTS

RUSSIAN CENTER

Russia, 420111, Kazan, Karl Marx, 10
phone: (7) (843) 236-16-48
Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru

**Научно-информационная поддержка XI Всероссийского Съезда по
фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики**

Международный научный журнал МФНА-АНН

«Проблемы нелинейного анализа в инженерных системах»

ISSN 1727-687X

Полные доклады, представленные во время работы Съезда, могут быть опубликованы в этом журнале по рекомендации Программно-Организационного Комитета Съезда. Статьи публикуются одновременно на двух языках: русском и английском.

Для контактов: Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru
<http://kpfu.ru/science/journals/ansj/pnaes>

Людмила Константиновна Кузьмина

**Scientific-information support of XI All-Russian Congress
on fundamental problems of theoretical and applied mechanics**

International Scientific IFNA-ANS Journal

“Problems of nonlinear analysis in engineering systems”

ISSN 1727-687X

The papers, presented at Congress, may be published in this Journal on recommendation of Congress Program-Organizing Committee. Papers are published simultaneously in Russian and English.

For contacts: Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru
<http://kpfu.ru/science/journals/ansj/pnaes>

Lyudmila Konstantinovna Kuzmina

*Official Plenipotentiary
of IFNA RC*

Lyudmila K.Kuzmina

Представление работ

Статьи, предназначенные для публикации в журнале, должны быть поданы в трех экземплярах. Статьи направляются по указанному ниже адресу или тому члену редакционного комитета, который, по мнению автора, наиболее близок к теме работы.

Адрес: Л.К.Кузьмина, Казанский авиационный институт (КНИТУ им.А.Н.Туполева)
Адамюк, 4-6, Казань-15, 420015, РОССИЯ
Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru
Тел.: (7) (843) 236-16-48
<http://kpfu.ru/science/journals/rasj/apaas>
http://www.kcn.ru/tat_en/science/ans/journals/rasj.html

Информация о подписке

“Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент”, 2015, т.20 (два выпуска), ISSN 1727-6853.

Стоимость годовой подписки - 6600 руб. (включая пересылку) за любой год с 1996г.

Банковские реквизиты для платежа:

ФГБОУ ВПО КНИТУ им.А.Н.Туполева - КАИ
УФК по РТ (КНИТУ-КАИ л/с 20116X02750)
ИНН 1654003114 КПП 165501001
р/с 40501810292052000002
Отделение-НБ Республика Татарстан (БИК 049205001)
(X – печатается латинская буква).

с указанием: Для МНЖ “Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент”.

Пожалуйста, информируйте нас о перечислении и сообщите номер платежного поручения по электронной почте или другим способом

Manuscript Submission

Manuscripts for publication in this Journal should be submitted in triplicate to the Editorial Office or to an individual member of the Board of Associate Editors who, in the opinion of the authors, is more closely involved with the topic of the paper.

The address of the Editorial Office:

Dr.Lyudmila Kuzmina, Kazan Aviation Institute (KNRTU of A.N.Tupolev's name)
Adamuck, 4-6, Kazan-15, 420015, RUSSIA
Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru
Tel.: (7) (843) 236-16-48
<http://kpfu.ru/science/journals/rasj/apaas>
http://www.kcn.ru/tat_en/science/ans/journals/rasj.html

Subscription information:

“Actual Problems of aviation and aerospace systems: processes, models, experiment”, 2015, vol.20 (two issues), ISSN 1727-6853.

Annual subscription rate: US\$200 (subscription rates include postage/air speed delivery), for any year from 1996.

Please, send this payment to:

Kazan State Technical University
S.W.I.F.T. SABRRUMMNA1
SBERBANK
(VOLGO-VYATSKY HEAD OFFICE
NIZHNIY NOVGOROD)
ACCOUNT 40503840762020200019
FOR CREDIT TO KGTU ANTUPOLEVA

with indication: For ISE “Actual Problems of aviation and aerospace systems: processes, models, experiment”.
Please, inform us about this transfer and the wire number by e-mail.

Kazan National Research Technical University of A.N.Tupolev's name - Kazan Aviation Institute, (collective member of International Federation of Nonlinear Analysts and Cosmonautics Federation of Russia) and Embry-Riddle Aeronautical University (Daytona Beach, USA) in accordance with the agreement about collaboration initiated the foundation of Russian-American scientific Journal on a broad spectrum of problems in aviation and aerospace systems. It is interdisciplinary bilingual scientific Edition, presenting the papers in areas of dynamics and flight control; theory, design and technology of aircrafts, engines; sciences on materials; information and computing systems, experimental investigations; economic and humanity problems of operation; Earth remote sensing; information satellite technology; the problems of Higher Engineering Education in area of Avia-, Aerospace systems; nanotechnology problems for Avia-, Aerospace systems,...

- The beginner authors are invited. Constructive and benevolent critique by specialists in the pages of our Journal must raise the level and quality of works of beginner investigators and stimulate the intake of fresh forces to that complicated branch of world science and engineering.

<http://kpfu.ru/science/journals/rasj/apaas>

http://www.kcn.ru/tat_en/science/ans/journals/rasj.html

FOR THE AUTHORS

Authors must send their works (3 clean copies, ~15 pp.), prepared to the publication, and diskette (MS Word for Windows, IBM PC). It is possible also to duplicate via e-mail the submitted paper. Text size is 160x235 (mm), Times New Roman, 12pt, one space; including the title of article, author name, name of Institute (University), full address for contacts. The upper margin is 35mm, left margin is 25mm, right margin is 25mm. Pages are numbered by pencil on the opposite side; the illustrations (format files .jpg, .gif, .bmp) are placed at the same scale as the text. Short information about the author (3-4 lines) should be given in paper end (including the area of scientific interests, the spheres of applications).

Also it is necessary the abstract of article (2p.), prepared on same rules, but without indication of address. Abstract is placed on separate pages. Authors of papers in Russian are required to supply an abstract in English (2p), also - the article variant in English.

The author reserves the right to copy his publication. The Journal may be sent to the author by his request for the separate payment or by subscription.

Our telephones (on all questions of publications, of advertisement, of business suggestions) -

(7) (843) 238-44-20 Vladimir I. Panchenko

(7) (843) 236-16-48 Lyudmila K. Kuzmina

Address: Dr. Lyudmila K.Kuzmina, Kazan National Research Technical University of
A.N.Tupolev's name (Kazan Aviation Institute)
Adamuck, 4-6, Kazan-15, 420015, RUSSIA
Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru

*The Journal has been cataloged:
in Congress Library; the Library of Congress Catalog Number (LCCN) is 97-647933
in British Library; the British Library Catalog Number (LCCN) is 005399143*

Published papers are reviewed in abstract Journal and abstract database of RAS All-Russian Institute of Scientific-Engineering Information
Information about Edition is entered in reference system on periodic Editions "Ulrich's Periodicals Directory" <http://www.ulrichsweb.com>
Electronic version of Scientific Edition is implemented in the cooperation with Kazan Federal University and set at KFU-portal
Academic, Scientific, Information Support - Ministry of Education and Science of RF

Edition is carried out with support of ABAK Operating Printing Center

Original-model is prepared for printing

in Kazan National Research Technical University of A.N.Tupolev's name

Color printing - **OPC ABAK** (licence No.0195, 03.08.2000)

Kazan, RUSSIA

Казанский Национальный Исследовательский Технический Университет им. А.Н.Туполева - Казанский авиационный институт (коллективный член Международной Федерации Нелинейных Аналитиков и Федерации космонавтики России) и Эмбри-Риддл Авиационный Университет (Embry-Riddle Aeronautical University, Дайтона Бич, США) в соответствии с Договором о сотрудничестве инициировали издание Российско-Американского научного журнала по широкому кругу проблем в авиационных и аэрокосмических системах. В журнале публикуются работы в области динамики и управления полетом; теории, конструирования и технологии летательных аппаратов, двигателей; науки о материалах; вычислительных систем; экспериментальных исследований; экономических и гуманитарных проблем эксплуатации; дистанционного зондирования Земли, информационных спутниковых технологий; проблем высшего инженерного образования в области авиа-, аэрокосмических систем; проблем нанотехнологий для авиа-, аэрокосмических систем, ...

Приглашаются к сотрудничеству ученые различных областей.

- Приглашаются начинающие авторы. Конструктивная и доброжелательная критика специалистов на страницах журнала призвана способствовать повышению уровня и качества работ начинающих исследователей, стимулировать приток свежих сил в сложнейшую отрасль мировой науки и техники.

<http://kpfu.ru/science/journals/rasj/apaa>

http://www.kcn.ru/tat_en/science/ans/journals/rasj.html

ВНИМАНИЮ АВТОРОВ

Авторы присылают свои работы, подготовленные к изданию, в трех экземплярах, объемом ~15 страниц, и дискету (Word for Windows, IBM PC). Необходима качественная печать (лазерный принтер) на хорошей белой бумаге. Возможна дублирующая пересылка по электронной почте. Формат набора (поле текста, формат А4) - 160х235(мм), включая в начале статьи: заголовок, инициалы и фамилию автора, название института (организации), адрес для контактов. Верхнее поле - 35мм, левое - 25, правое - 25мм. Основной текст Times New Roman, 12pt, через один интервал; иллюстрации - в компьютерном исполнении (рисунок в Word, файлы типа .bmp, .jpg, .gif) с возможностью их редактирования. Страницы нумеруются карандашом на обратной стороне листа, рисунки размещаются в тех же размерах поля. В конце статьи необходимо дать сведения об авторах (3-4 строки), включая область научных интересов, сферы приложения.

Также необходима аннотация статьи на языке оригинала (2 стр.), напечатанная по тем же правилам на отдельных листах, и дополнительно - аннотация (2 стр.) и вариант статьи на английском языке.

За автором сохраняется право копирования своей публикации. Журнал может быть выслан по заказу за отдельную плату и по подписке.

Наши координаты для контактов (по вопросам публикации, рекламы и деловых предложений) -

(7) (843) 238-44-20 Владимир Иванович Панченко

(7) (843) 236-16-48 Людмила Константиновна Кузьмина

Адрес: Л.К.Кузьмина, Казанский Национальный Исследовательский Технический университет имени А.Н.Туполева (Казанский авиационный институт)

Адамюк, 4-6, Казань-15, 420015, Россия

Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru

Журнал внесен:

в Каталог Библиотеки Конгресса США; номер в Каталоге (LCCN) - 97-647933

В Каталог Британской Библиотеки; номер в Каталоге (LCCM) - 005399143

Опубликованные статьи реферируются в Реферативном журнале и Базе данных ВИНТИ РАН

Сведения о журнале занесены в справочную систему по периодическим изданиям "Ulrich's Periodicals Directory" <http://www.ulrichsweb.com>

Электронный вариант Научного Издания выполняется в кооперации с Казанским Федеральным Университетом и размещен на портале КФУ

Академическая, научная и информационная поддержка - Министерство Образования и Науки РФ

Издание осуществляется при поддержке Центра Оперативной Печати АБАК

Оригинал макет подготовлен для печати

в Казанском Национальном Исследовательском Техническом Университете им.А.Н.Туполева

Цветная печать - ЦОП АБАК (лиц.№0195 от 03.08.2000г.)

Казань, РОССИЯ