

№3|2010

ВЕСТНИК

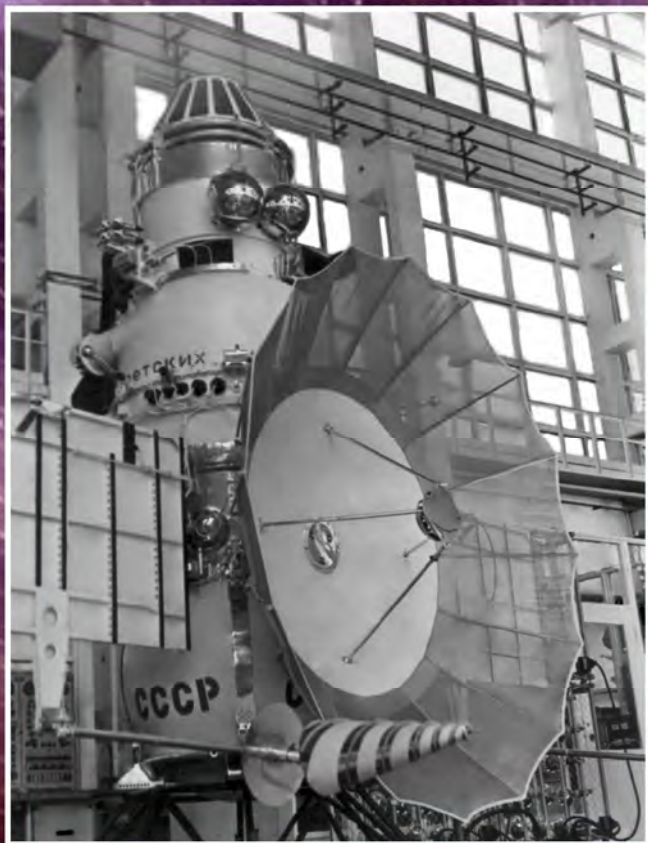
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина" ISSN 2075-6941

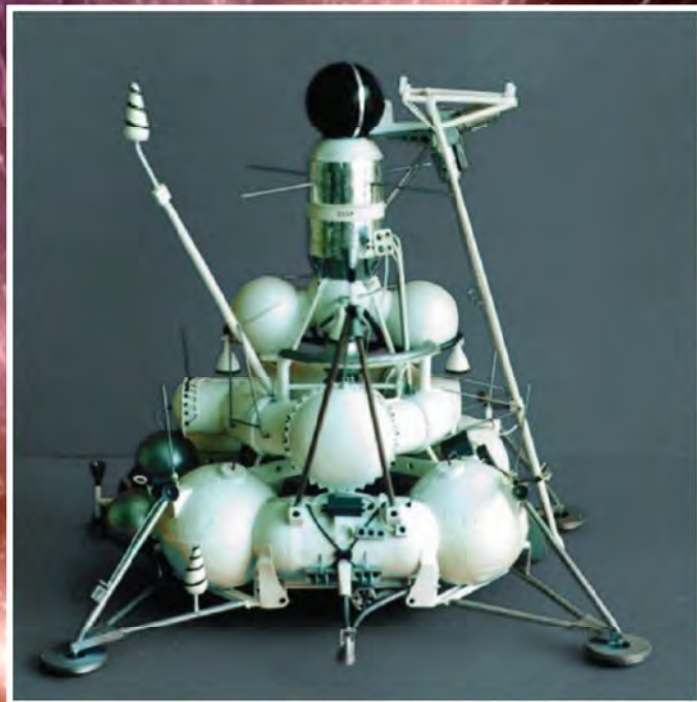


110 лет со дня рождения выдающегося
создателя авиационной и ракетной техники
Семёна Алексеевича Лавочкина

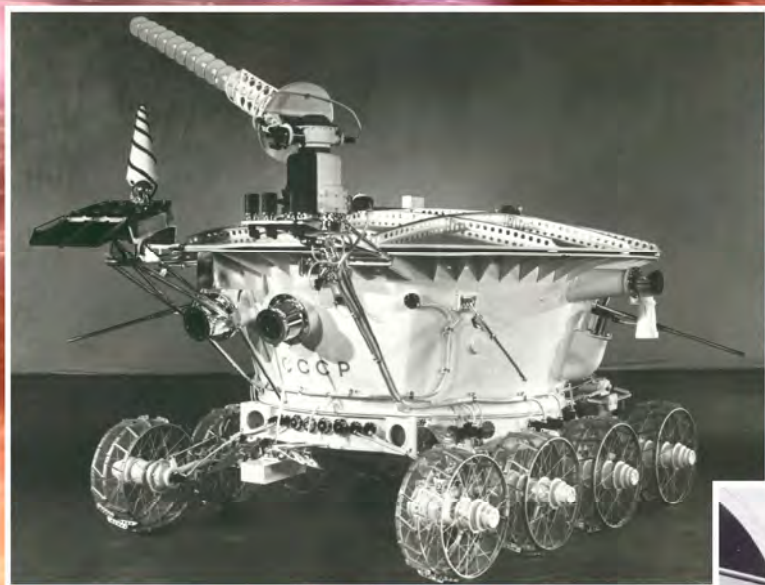




*“Венера-7” - 15 декабря 1970г.
осуществлена первая в мире мягкая
посадка на поверхность Венеры. Впервые в
мире получена информация с поверхности
Венеры*

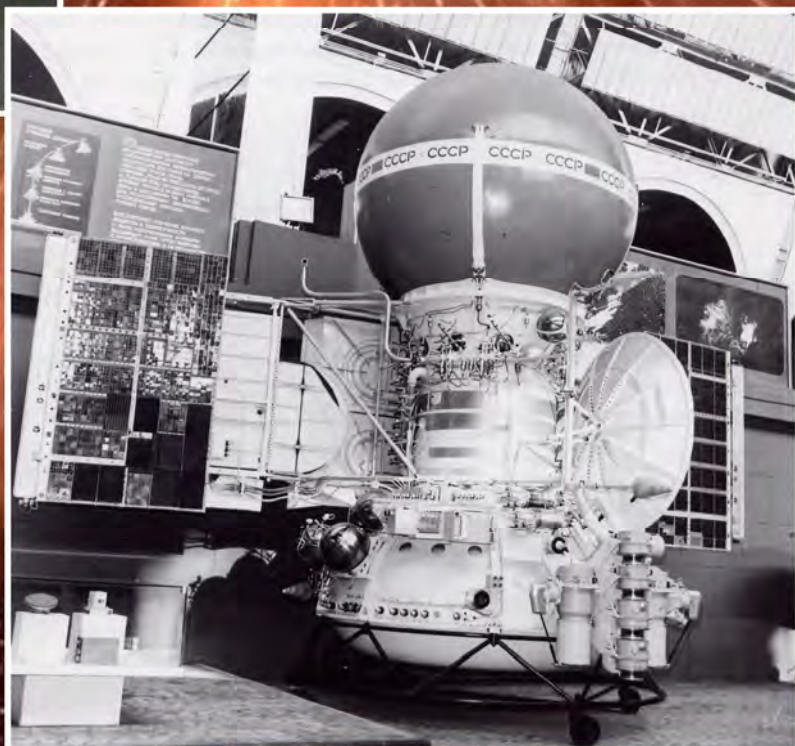


*“Луна-16” - 24 сентября 1970г.
впервые в мире автоматический
возвращаемый аппарат станции
доставил на Землю 105 г. лунного
грунта*



*“Луноход-1” - первая в мире
мобильная автоматическая
лаборатория на поверхности
Луны, полностью управляемая
с Земли*

*“Венера-9” - 22 октября 1975г.
автоматическая межпланетная
станция впервые в мире выведена
на орбиту искусственного
спутника Венеры*



Ежеквартальный научно-технический журнал *издается с 2009 года*

Главный редактор – д.т.н.,
профессор **К.М. Пичхадзе**

Заместитель главного
редактора – д.т.н., профессор
В.В. Ефанов

Члены редакционной коллегии

Н.В. Галич
Ю.В. Костеренко
Т.М. Коростина
к.т.н. М.Б. Мартынов
к.т.н. А.А. Мошнеев
д.т.н. А.Е. Назаров
к.э.н. В.М. Романов
А.В. Савченко
С.Н. Солодовников
Н.В. Трофимова
И.Л. Шевалев

Редакционный совет

д.т.н. В.В.Хартов – председатель
чл.-корр. РАН Э.Л. Аким
чл.-корр. РАН О.М. Алифанов
д.ф.м.н. В.В. Асмус
академик РАН А.А. Боярчук
д.т.н. Б.И. Глазов
академик РАН Л.М. Зеленый
д.т.н. А.А. Любомудров
академик РАН М.Я. Маров
д.т.н. Ю.А. Матвеев
д.т.н. В.Ю. Мелешко
д.т.н. Г.М. Полищук
академик РАН Г.А. Попов
д.т.н. В.Е. Усачев
д.т.н. В.С. Финченко
д.т.н. Е.Н. Хохлачев
чл.-корр. РАН Б.М. Щустов

Учредитель

ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»
Журнал зарегистрирован в Федеральной
службе по надзору в сфере связи и
массовых коммуникаций.
Свидетельство ПИ № ФС77-35385 от
18 февраля 2009 г.

Содержание

Пичхадзе К.М., Шевалев И.Л. Творческий путь основателя уникальной конструкторской школы. К 110-летию выдающегося конструктора пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов Семена Алексеевича Лавочкина.....	3 16
Крупкин С.И. Генеральный конструктор Семён Алексеевич Лавочкин..	
Котомин А.А., Широкова Н.П., Душенок С.А., Брешев Е.Н., Ефанов В.В., Горовцов В.В. Давление детонации зарядов ВВ, применяемых в системах разделения космических аппаратов.....	27 36
Глазов Б. И. Макроинформационный анализ условий управляемости КА на орбите.....	
Чечкин А.В., Лощенков В.И., Евграфов А.Е., Рожков В.В., Пирогов М.В. Метод синтеза алгоритма формирования программы работы целевой аппаратуры космического аппарата с помощью разрешения конфликтов в среде радикалов.	42 48
Иванов Н.Н., Иванов А.Н. К использованию гибридных ракетных двигателей на космических аппаратах.....	53
Бодров А.В., Лапушкин В.Н. Теоретическое исследование принципа работы малоразмерной реактивно-поршневой энергетической установки с МГД-генератором высотных аппаратов.....	

Журнал является рецензируемым изданием

Журнал включен в систему Российского индекса научного цитирования и размещен на сайте Научной Электронной Библиотеки. Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей. Рукописи не возвращаются.
При перепечатке материалов ссылка на «Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» обязательна.
Плата с аспирантов за публикацию статей не взимается.
Аннотации статей журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала.

С января 2011 года наш журнал можно выписать: подписной индекс 37156 в каталоге "Газеты и журналы" (Роспечать)

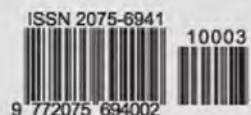
Адрес редакции: 141400 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24

Телефоны: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69

Факс: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68

Адрес электронной почты: Vestnik@Laspac.ru

Адрес в Интернете: <http://vestnik.laspac.ru>



SPACE JOURNAL of "LAVOCHKIN ASSOCIATION"

3
2010

COSMONAUTICS and ROCKET ENGINEERING

Scientific and Technical Quarterly journal published since 2009 year

Chief Editor – **K.M. Pichkhadze** Doctor of Engineering., Professor

Deputy Chief Editor – **V.V. Efanov** Doctor of Engineering., Professor

Editorial Board

N.V. Galich

Y.V. Kosterenko

T.M. Korostina

M.B. Martynov, Candidate of Science (Engineering)

A.A. Moisehev, Candidate of Science (Engineering)

A.E. Nazarov, Doctor of Engineering

V.M. Romanov, Candidate of Science (Economics)

A.V. Savchenko

S.N. Solodovnikov

N.V. Trofimova

I.L. Shevaley

Editorial Council

V.V. Khartov, Doctor of Engineering – Chairman

E.L. Akim, Corresponding Member RAN

O.M. Alifanov, Corresponding Member RAN

V.V. Asmus, Doctor of Physical and Mathematical Sciences

A.A. Boyarchuk, Academician RAN

B.I. Glazov, Doctor of Engineering

L.M. Zelenyi, Academician RAN

A.A. Lyubomudrov, Doctor of Engineering

M.Y. Marov, Academician RAN

Y.A. Matveev, Doctor of Engineering

V.Y. Meleshko Doctor of Engineering

G.M. Polishchuk, Doctor of Engineering,

G.A. Popov, Academician RAN

V.E. Usachev, Doctor of Engineering

V.S. Finchenko, Doctor of Engineering

E.N. Khokhlachev, Doctor of Engineering

B.M. Shustov, Corresponding Member RAN

Founder

FSUE "Lavochkin Association"

The journal is registered in Federal Service for telecommunications and mass media oversight. Certificate III № ФЦ77-35385 dated February 18, 2009

Table of contents

Pichkhadze K.M., Shevaley I.L. A creative career of the founder of a unique design school. For the 110 th anniversary of Semyon A. Lavochkin – the outstanding designer of manned and unmanned aircraft	3 16
Krupkin S.I. Semyon A. Lavochkin, Designer General	
Kotomin A.A., Shirokova N.P., Dushenok S.A., Breshev E.N., Efanov V.V., Gorovtsov V.V. Pressure of explosive charge detonation, used in spacecraft separation systems	27 36
Glazov B.I. Macroinformational analysis of sc orbit controllability conditions.....	
Chechkin A.V., Loshchenkov V.I., Evgrafov A.E., Rozhkov V.V., Pirogov M.V. Method of algorithm synthesis for SC specific equipment operation program formation by means of radical environment conflicts resolution	42 48
Ivanov N.N., Ivanov A.N. On the issue of application of hybrid rocket engines on spacecraft	53
Bodrov A.V., Lapushkin V. N. Theoretical study of operation principal of small jet – piston power system with MHD-generator of high-altitude vehicles	

The journal is a reviewed publication

The journal is included in the Russian Science Citation Index system and located at the Scientific e-library website.

The opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint Manuscripts are not returned.

No part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of FSUE "Lavochkin Association".

Post-graduates have not to pay for the publication of articles.

Annotations of magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site

<http://www.vestnik.laspaces.ru>

Editorial office address: 141400 Moscow region, Khimki, Leningradsкая str., 24

Phone: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69

Fax: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68

E-mail: Vestnik@laspaces.ru

Internet: <http://vestnik.laspaces.ru>

УДК 629.7(092) Лавочкин С.А.

ТВОРЧЕСКИЙ ПУТЬ ОСНОВАТЕЛЯ УНИКАЛЬНОЙ КОНСТРУКТОРСКОЙ ШКОЛЫ

*К 110-летию выдающегося конструктора
пилотируемых и беспилотных летательных
аппаратов Семена Алексеевича Лавочкина*

«В конструкторском деле нет пределов для совершенствования. Непрерывная творческая работа открывает все новые горизонты, которые еще вчера оставались скрытыми, казались недостижимыми. Если это верно для любой отрасли промышленности, то это вдвойне и втройне справедливо в авиастроении...»



С.А. Лавочкин



ПИЧХАДЗЕ

Константин Михайлович
первый заместитель
генерального конструктора и
генерального директора ФГУП
«НПО им. С.А. Лавочкина»,
доктор технических наук,
профессор



ШЕВАЛЕВ

Игорь Львович
главный специалист
E-mail:
ishevalev@akado.ru

Статья представляет собой краткий анализ деятельности выдающегося конструктора авиационной и ракетной техники, члена-корреспондента Академии наук СССР, генерал-майора инженерно-авиационной службы, в течение 18 лет возглавлявшего одно из ведущих авиационных предприятий страны, Семена Алексеевича Лавочкина.

Ключевые слова: Лавочкин, самолет-истребитель, стреловидное крыло, преодоление скорости звука, самолет мишень, зенитная управляемая ракета, сверхзвуковая межконтинентальная крылатая ракета, конструкторская школа.

A CREATIVE CAREER OF THE FOUNDER OF A UNIQUE DESIGN SCHOOL. For the 110th anniversary of Semyon A. Lavochkin – the outstanding designer of manned and unmanned aircraft. K.M. Pichkhadze, I.L. Shevalev

The article represents a brief overview of activities of Semyon A. Lavochkin – the eminent designer of aviation and rocket technologies, Corresponding Member of the USSR Academy of Sciences, Major-General of Aviation-Engineering Service, being for 18 years at the head of one of the leading aviation enterprises in the country.

Key words: Lavochkin, fighter, swept wing, sonic speed overcoming, targeted airplane, anti-aircraft guided missile, supersonic intercontinental winged missile, design school.

11 сентября сего года исполняется 110 лет со дня рождения выдающегося конструктора авиационной и ракетной техники Семена Алексеевича Лавочкина, имя которого, начиная с 1960 года, с гордостью и достоинством носит наше предприятие.

Семен Алексеевич родился в г. Смоленске, в семье учителя городской гимназии. Его юношеские годы прошли в маленьком городке Рославле Смоленской губернии. В 1917 году золотым медалистом он окончил гимназию, и вся его дальнейшая судьба теснейшим образом пере-

плелась с героической судьбой нашей страны, в которой он прожил все дальнейшие годы, защите и укреплению

могущества которой посвятил свой интеллект, инженерный талант и организаторские способности.

В том же году он добровольцем ушел в Красную армию. Служил в пограничной дивизии рядовым. Рабоче-крестьянское государство, каким была в те годы наша страна, испытывало серьезнейшую нехватку высокопрофессиональных специалистов инженерного уровня для восстановления и развития отечественной промышленности,



Лавочкин Семен Алексеевич
член-корреспондент Академии наук СССР,
генерал-майор инженерно-авиационной службы,
дважды Герой Социалистического Труда (1943, 1956),
четырежды лауреат Сталинской премии
(1941, 1943, 1946, 1948)
Главный, затем Генеральный конструктор -
ответственный руководитель предприятия
(1939-1960 гг.)

и С.А. Лавочкина, имеющего гимназическое образование, командование в 1920 году направляет для дальнейшего обучения в Московское высшее техническое училище*.

В процессе учебы окончательно утвердилось его увлечение авиацией, точнее горячее желание заниматься *творчеством в области создания новых летательных аппаратов.*

В 1929 г. С.А. Лавочкин завершил учебу в МВТУ. Руководитель дипломного проекта – А.Н. Туполев. Преддипломная практика - в серийно-конструкторском отделе и на заводе, где внедрялся в серию первый советский бомбардировщик ТБ-1 (АНТ-4); ему пришлось заниматься расчетом прочности.

Приказ по МВТУ № 45 (февраль 1930 года) гласил, что С.А. Лавочкин окончил аэромеханический факультет и ему присвоена квалификация инженера аэромеханика. Далее он был направлен на работу в конструкторское бюро француза П. Ришара, приглашенного со своими сотрудниками в 1928 г. в Москву для постройки гидросамолета. Знаменито это КБ еще и тем, что в нем

**(ныне - МГТУ им. Баумана)*

начинали работу такие известные в будущем конструкторы, как С. П. Королев, М. И. Гуревич, Г. М. Бериев и др.

Семену Алексеевичу были поручены вопросы прочности проектируемого в то время торпедоносца открытого моря (ТОМ-1). В июле 1930 года работу закончили, и это был *первый проект, подписанный инженером Лавочкиным.*

Проработал он там недолго - ушел вместе с заместителем Ришара, Анри Лавилем, во вновь образованное Бюро новых конструкций (БНК). Под руководством А. Лавиля коллективом БНК был спроектирован и построен скоростной двухместный истребитель ДИ-4. Самолет летал, но в серию не пошел. Бюро просуществовало около 3-х лет.

После закрытия бюро Семена Алексеевича перевели в ЦКБ самолетостроения, которое являлось тогда крупнейшим проектным учреждением страны, в бригаду В.А. Чижевского. Под руководством В. А. Чижевского он занимался вопросами проектирования стратосферного самолета БОК-1 с герметичной кабиной, поднимающегося на большую высоту.

Это был первый опыт Семена Алексеевича по созданию герметичных кабин, который он в дальнейшем использовал для конструирования своих самолетов. Параллельно он принимал участие в работах профессора Военно-воздушной академии им. Н.Е. Жуковского С.Г. Козлова над проектом гигантского транспортного самолета.

После передислокации БОК в Смоленск Лавочкина перевели в конструкторское бюро Д.П. Григоровича, который вместе с Н.Н. Поликарповым возглавлял работы по созданию истребителя И-5. Проект подготовили за два месяца, самолет оказался удачным и в течение последующих нескольких лет выпускался серийно. Воинские подразделения пополнились ~ 800 боевыми машинами.

Таким образом, в течение первых 8 лет своей инженерной деятельности С.А.Лавочкину довелось потрудиться в нескольких больших и малых организациях, занимающихся самолетостроением. Работая с авиаконструкторами П. Ришаром, А. Лавилем, В.А. Чижевским, С.Г. Козловым, Д.П. Григоровичем, он получил необходимые практические навыки и специализированные знания в области аэродинамики, конструирования, проектирования и организации испытаний летательных аппаратов различного типа – от «торпедоносца открытого моря» до гигантского транспортного самолета.

Работая в различных творческих коллективах, он приобретал также дополнительные навыки в мастерстве ведения дискуссий – мастерстве, которым он владел доста-

точно хорошо уже в юные годы. Профессиональную дискуссию, полемику он считал наиболее действенным инструментом для выявления и уточнения позиций, взглядов, точек зрения каждого из участников процесса созидания по вопросам применения тех или иных способов и путей нахождения искомых решений, для определения возможности сближения различных мнений и выработки оптимальных условий результативного продолжения творческого процесса.

Первым самолетом, в наименовании которого отражено авторство Лавочкина, стал истребитель «ЛЛ» с убирающимся шасси, с сидением пилота, опускаемым и поднимаемым вместе с фонарем (соавтор - Люшин С.Н., инициатор постройки - конструктор пушек АПК М.В. Курчевский, завод №38 в подмосковных Подлипках). Проект одобрения не получил, но А.Н. Туполев, в то время главный инженер и заместитель начальника ГУ НКАП, будучи в курсе предлагаемых конструкторских решений, пригласил С.А. Лавочкина на работу в это управление. Так он оказался в должности старшего инженера в отделе, руководимом В.П. Горбуновым.

К этому времени в стране происходила «переоценка ценностей» в отношении уровня отечественного самолетостроения, в понимании реальных возможностей отечественной авиации. Рекордные, но все-таки единичные достижения по дальности беспосадочных перелетов, по преодолению различных барьеров высоты и скорости базировались в основном на героизме отдельных экипажей при работе в экстремальных условиях. Обыденная эксплуатация серийных самолетов давала существенные отличия от рекордных показателей.

Картина еще более прояснилась, и не в лучшую сторону, после применения советских боевых самолетов в период испанских событий конца 30-х годов: необходимо было безотлагательно ликвидировать отставание по большинству параметров летно-технических характеристик нашей авиации от авиации реального противника, тем более, что международная обстановка стремительно ухудшалась.

Правительство страны обратилось к самолетостроителям с призывом сосредоточить усилия на поиске новых конструкторских решений, позволяющих быстро и качественно улучшить отечественную авиационную технику. Конкурсный отбор предложений выявил приток в самолетостроение новых творческих сил, открыл новые талантливые имена. Среди них - «творческий

триумвират»: Владимир Петрович Горбунов, Семен Алексеевич Лавочкин и Михаил Иванович Гудков (все трое – сотрудники ГУ НКАП), разработавшие свой проект скоростного истребителя.

Предлагаемый истребитель «К» с мотором М-105 (первоначальный эскизный проект разработан С.А. Лавочкиным) предназначался для ведения активного воздушного боя, для поражения и уничтожения самолетов противника мощным огнем в сочетании с большой скоростью полета.

Правительство одобрило реализацию проектной разработки, и в сентябре 1939 года авторы возглавили опытное конструкторское бюро (ОКБ-301). Для постройки первого экземпляра скоростного истребителя была определена производственная база Химкинского авиационного завода № 301. Коллектив ОКБ предстояло сформировать заново.

Победа в конкурсе передовых отечественных авиационных разработок цельнодеревянного самолета «К» (И-301), в то время как в мировой практике самолетостроения основным вектором развития стал переход на цельнометаллические конструкции, на первый взгляд воспринимается как некий нонсенс. Однако суть предложения, воистину новаторского предложения, внесенного С.А. Лавочкиным, заключается в использовании в качестве основного конструкционного материала *никогда ранее широко не применявшейся с подобной целью дельта-древесины*. Характеристики этого нового (технология изготовления разработана во второй половине 30- годов) рукотворного материала, особенно его прочностные параметры, сопоставимые с параметрами алюминиевых сплавов, сравнительно высокая огнестойкость и стойкость по отношению к атмосферным воздействиям, делали его применение в крупносерийном производстве достаточно выгодным как экономически (дефицит алюминиевых сплавов, стоимость), так и с точки зрения организации производства (на отечественных авиационных заводах основным технологическим процессом в то время была деревообработка). В условиях ускоренной подготовки страны к отражению реальной угрозы внешней военной агрессии и ожидаемыми проблемами при возможной необходимости ведения боевых действий на собственной территории (передислокация и частичная утрата объектов промышленности и баз сырьевого и материально-технического снабжения) последние обстоятельства имели чрезвычайно важное значение.

Творческий союз Лавочкин, Горбунов, Гудков оказался недолгим, но плодотворным:

- по прошествии года, в марте 1940 г., И-301, впоследствии названный ЛаГГ-1 (аббревиатура по

- первым буквам фамилий авторов), совершает свой первый полет;
- в декабре 1940 года *улучшенный вариант* самолета И-301 (ЛаГГ-1) переименован в ЛаГГ-3, и первый *серийный* выпуск самолетов происходит под этим новым наименованием;
 - в марте 1941 года Лавочкину, Горбунову и Гудкову за разработку новой конструкции самолета присвоены почетные звания лауреатов Сталинской премии первой степени.

Авторский триумvirат перестал практически существовать к концу 1940 года.

Согласно решению коллегии наркомата, введшей единоначалие в работах над самолетом, С.А. Лавочкин был назначен ответственным конструктором ЛаГГ-3. Главным по производству ЛаГГов стал завод № 21 в Горьком, туда и был направлен С.А. Лавочкин с основной частью коллектива своего ОКБ (30 человек). Состав пополнился молодыми специалистами из ОКБ А.А. Архангельского и других расформированных авиационных КБ, в результате чего численность его приблизилась к сотне.

Именно этот период стал чрезвычайно важным в жизни лавочкинского коллектива. Он характеризуется самоотверженным трудом всех его членов, сумевших в кратчайшие сроки в условиях стремительно развивающихся негативных событий в ходе Великой Отечественной войны наладить серийный выпуск истребителей ЛаГГ-3 и, не останавливаясь на этом, продолжить улучшение характеристик созданной боевой машины на основе опыта ее фронтового применения.

Колоссальный объем экспериментальных работ, связанных с вносимыми в конструкцию изменениями, применением другого типа авиационного двигателя, установкой иного вида вооружения и т.д. привели в результате к созданию истребителя Ла-5, ставшего одной из трех основных боевых единиц советской истребительной авиации в годы Великой Отечественной войны. Следующим стал затем Ла-7 (Ла-5 эталон 1944 года), признанный соответствующим *«уровню лучших современных истребительных самолетов, находящихся на вооружении ВВС КА и иностранных государств»*. При этом нужно было поддерживать высокие темпы продолжающегося выпуска старых машин при внедрении в серийное производство новых.

Не менее важен «горьковский» период и в аспекте формирования личности С.А. Лавочкина как Главного конструктора, выработки присущего ему всю последующую жизнь *стиля руководства*.

Экстремальные условия по жесткости сроков исполнения и высочайшему, диктуемому, прежде всего, законами военного времени, спросу за

результаты выполняемой работы задавали довольно четкие *рамки взаимоотношений* внутри коллектива ОКБ. Но суть этих отношений уже напрямую зависела о руководителя коллектива. В ОКБ С.А. Лавочкина, охватывая все «иерархические уровни», были характерны сплоченность, сочетание личной ответственности и взаимного доверия, собранность и целеустремленность в поиске оптимальных технических, производственных и организационных решений. То, что рабочая атмосфера, сложившаяся в этих условиях, приняла в ОКБ именно такие, а не прямо противоположные, формы – результат, несомненно, заложенных природой и закаленных, но не сломленных суровыми превратностями военного периода, личностных качеств С.А. Лавочкина.

Как Главный конструктор, Семен Алексеевич освоил также науку бороться и побеждать, защищая труд своего коллектива, в том числе, от происков более искушенных и более могущественных конкурентов.

Он не стал, как многие руководители военного периода, диктатором, но, при всей своей, ставшей притчей во языцех, интеллигентности, был чрезвычайно требовательным человеком, человеком, умеющим на любом сколь угодно высоком уровне отстаивать свои принципы. В то же время он умел признавать свои ошибки, и не только признавать, но и исправлять, и избегать их повторений впредь. А уровень, на котором приходилось проявлять свою уверенность в правильности принятых конструкторских решений или убеждаться в их ошибочности был иногда очень высок – в непосредственном общении с руководителем страны И.В. Сталиным. Именно так С.А. Лавочкин не допустил воплощения в жизнь активно «продвигаемого» военными скоропалительного решения *увеличить дальность* истребителя Ла-5 только лишь за счет наращивания объема бортовых запасов топлива, но обещал И.В.Сталину и *сделал это* в кратчайшие сроки за счет существенного усовершенствования самого самолета. Введенный в строй в марте 1943 года самолет с установленным на нем форсированным двигателем получил наименование Ла-5ФН. Так же характерно признание С.А. Лавочкиным своих недоработок, отмеченных правительственным постановлением в 1942 году, в организации авторского надзора за серийным производством Ла-5-х, чего в дальнейшем он уже никогда не допускал.

Будучи бесконечно предан своему делу, он строил свою работу, опираясь, прежде всего, на людей, близких ему по духу – высокопрофессиональных, ответственных, честных. Поддержка в нужный момент, умение отстоять и защитить С.А. Лавочкиным своих сотрудников делали их

его соратниками, а уж положительная оценка и доверие с его стороны для большинства из них были созвучны с самой высокой наградой. Поэтому даже сама *возможность* потери этого доверия сотрудниками ОКБ рассматривалась как нечто сверхъестественное, недопустимое.

Как бережно хранимая легенда передаются из поколения в поколение лавочкинцев рассказы о том, что Семен Алексеевич мог поставить свою утверждающую подпись на чистом ватманском листе, прекрасно понимая, что данное им своему сотруднику задание *будет выполнено в самом лучшем виде*, или что слов с его стороны: «Считайте, что я вас выругал» было вполне достаточно для неукоснительного устранения причин произнесения этой фразы.

В то же время ветераны ОКБ говорят о том, что Главный конструктор был человеком решительным и твердым, а иногда и жестким, если его пытались обмануть, скрыть от него важную информацию, плести интриги. «Такие случаи тоже бывали. Например, пришлось отстранить от работы Лисицына (бывшего директора завода, переведенного к Лавочкину с другого серийного авиапредприятия), который стремился распространить свою власть на всё предприятие. Был уволен и начальник одной из лабораторий, пытавшийся свалить свои ошибки на других. Как-то в шутку Лавочкин сказал:

– Я вас сажать не буду, я просто назову вашу фамилию.

Но за годы работы он ни одной фамилии не назвал. («Лавочкин» О.Г. Ивановский и др.)

Высококласный специалист, широко эрудированный и творческий человек, он всячески поощрял проявление и развитие таких же черт и у своих сотрудников. Обоснованно-новаторский стиль работы стал «визитной карточкой» возглавляемого им конструкторского коллектива.

Несмотря на жесткую конкуренцию среди отечественных однопрофильных авиационных КБ, с достаточно частым ведением тех или иных закулисных интриг, Семен Алексеевич воспринимался своими коллегами, большинством – искренне, кем-то – «скрепя сердце», в полном соответствии с этой «визитной карточкой». Тем более, что было известно: Лавочкин честен и принципиален в сравнительных оценках своих и чужих разработок. Так, отвечая на вопрос И.В. Сталина: «Какому самолету отдать предпочтение при запуске в серию – усовершенствованному Ла-11 или «новорожденному» МиГ-9?», Семен Алексеевич без колебаний уступил первенство на его взгляд более перспективному МиГ-9.

Из воспоминаний А.С.Яковлева: «После этого («триумвират» при создании ЛаГТ-3 – *примеч. авторов*) Семён Алексеевич уже один создал ряд широко

известных в стране истребителей Ла. Часто Лавочкину, Микояну и мне одновременно поручаются одинаковые задания. И тогда между нами развёртывается горячее соревнование: кто сделает скорей, кто сделает лучше, чья машина будет принята на вооружение. Эти вопросы волнуют не только нас, главных конструкторов, но и наши многочисленные конструкторские коллективы».

С руководителями и главными конструкторами смежных организаций С.А. Лавочкин достаточно просто устанавливал плодотворные партнерские отношения.

Характерны в этом смысле воспоминания А.Э. Нудельмана, разработчика авиационной пушки НС-37: «Прошло много лет, и до сих пор нельзя не удивляться решимости Лавочкина в трудное время начала войны применить на серийном самолете пушку, *не прошедшую государственных испытаний*. Здесь решила все интуиция большого конструктора, каким был Лавочкин. В работе над пушкой НС-37 мы всюду встречали большую поддержку. Это было и в КБ Лавочкина, и на заводе, где оно размещалось, все с большим желанием принимали участие в работе по установке пушки и подготовке самолета к государственным испытаниям. Сейчас, после нескольких десятилетий, трудно поверить в возможность проведения такого большого объема работы в столь короткий отрезок времени».

Тем самым ЛаГТ-3, который до 1943 года был самым массовым истребителем на фронтах Великой Отечественной, проложил дорогу и пушке НС-37, уничтожившей много немецкой бронетехники.

Главный конструктор Ла-5 С. А. Лавочкин в июне 1943 года был удостоен звания Героя Социалистического Труда, орденами и медалями награждены многие работники его ОКБ и заводов, выпускающих самолет серийно. Но самой главной оценкой было, конечно же, признание достоинств самолета летавшими на нем пилотами, вверявшими ему в каждом боевом полете свою жизнь. Достаточно назвать известные стране имена: Трижды Герои Советского Союза И.Н. Кожедуб и А.И. Покрышкин, Герой Советского Союза И.Е. Федоров и многие, многие другие.

Кроме проектантов, конструкторов, производственников, несомненно, существенную роль в достижении победных созидательных высот в области авиастроения сыграли летчики-испытатели лавочкинского ОКБ.

До конца 1945 года заводы СССР построили 6645 (по другим источникам 6528) ЛаГТ-3, 10002 Ла-5 и 5905 Ла-7 всех модификаций, что соответствовало 37% от общего выпуска истребителей. По составу вооружения эти машины, особенно Ла-7 (рисунок 1, рисунок 2), считались самыми боеспособными, что в

немалой степени способствовало победе над неприятелем.

Важнейшая заслуга С.А.Лавочкина в эти непростые военные годы, требовавшие от людей полнейшей самоотдачи, проявления наилучших своих способностей и преданности своей Родине, делу, которому служишь, в конкурентной творческой борьбе с

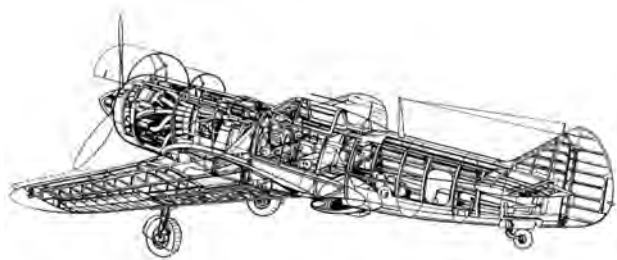


Рисунок 1. Компановка Ла-7



Рисунок 2. Серийный истребитель Ла-7

другими отечественными авиационными ОКБ – формирование *уникальной конструкторской школы*, уверенно вошедшей в мировую элиту.

Основополагающие положения этой школы, укрепляемые и развиваемые в последующие годы, базируются на следующих незыблемых принципах:

- глубина и перспективность мышления в сочетании со скрупулезностью проработки задуманного в рамках решаемой задачи;
- самобытность в сочетании с умением воспринимать новейшие достижения в областях науки и техники, напрямую или косвенно связанных с проблематикой создания летательных аппаратов того или иного вида;
- широкое экспериментирование при поиске оптимальных решений поставленной задачи;
- высокий профессионализм и культура созидания, присущие всем составляющим его многоэтапного процесса;
- оптимальное соотношение новаторства и консерватизма, позволяющее браться за решение пионерских научно-технических задач и создавать

летательные аппараты, не только отвечающие насущным задачам сегодняшнего дня, но и зарождающие новые, перспективные направления своего развития, в том числе, не имеющие мировых аналогов, - все это, разумно используя опыт ранее достигнутого.

Первым признанием действенности этой школы можно считать Указ Президиума Верховного Совета СССР от 2 ноября 1944 года: «За выдающиеся работы по созданию за время Отечественной войны новых типов истребительных самолетов наградить Опытно-конструкторское бюро Героя Социалистического Труда тов. С.А. Лавочкина орденом Ленина. Москва, Кремль».

Вышеизложенные формулировка и сочетание основополагающих принципов отражают философскую суть построения Лавочкиным своей конструкторской школы. Это – не извлечения из какого-либо подготовленного Главным конструктором официального документа или написанного им научного трактата, это – результат всестороннего изучения и осмысления всех этапов его жизненного и творческого пути.

Воплощая в жизнь свою мировоззренческую, в части конструкторского творчества, позицию, Лавочкин создал конструкторский коллектив *первопроходцев*. Поиск и придание жизнеспособности новым творческим идеям - именно такой характер работы стал особенно присущ руководимому С.А. Лавочкиным коллективу по окончании войны, когда осенью 1945 года ОКБ вернулось из эвакуации сначала в Москву, а затем - на свою изначальную базу в подмосковные Химки. *Серийный* завод был преобразован в *опытный* и структурно объединен с ОКБ под единым номерным обозначением «301».

Новации первого послевоенного периода творческой биографии С.А. Лавочкина охватывают широкий круг актуальных для отечественной истребительной авиации проблем. В том числе, они связаны с созданием истребителей сопровождения, что потребовало увеличения дальности полета и усиления вооружения, улучшения комфортабельности кабины пилота и обеспечения возможности совершения длительных полетов в любое время суток и при усложненных метеоусловиях. Эти задачи были успешно решены, и цельнометаллические истребители сопровождения Ла-9, Ла-11 были приняты на вооружение.

«Ла-9 и Ла-11 были венцом развития поршневого истребителя в смысле вооружения, летных и эксплуатационных качеств, полного учета богатейшего боевого опыта». (Шавров)

Они же стали последними поршневыми самолетами конструкции Лавочкина.

Главенствующей задачей начальной стадии нового этапа жизненного пути ОКБ-301 стало решение проблемы создания реактивного самолета, согласно своей специфике – самолета-истребителя, коими Советский Союз в то время *вообще* не располагал. Высочайшим доверием к С.А. Лавочкину, авторитетом, завоеванным интеллектуальным трудом руководимого им конструкторского коллектива, объясняется привлечение его к выполнению столь важного для страны задания, сформулированного специальным правительственным постановлением. В мировой практике воздухоплавания зарождалась эра реактивной авиации, и полноправному вхождению в неё нашей страны во многом способствовали широкомасштабные экспериментально-исследовательские работы, проводимые коллективом ОКБ-301 совместно с ведущими НИИ Академии наук СССР и авиационной промышленности – ЦАГИ, ЛИИ, ЦИАМом, ВИАМом и др.

Эти работы были связаны, прежде всего, с поиском оптимальной схемы построения самолета с реактивным двигателем. Пригодился полученный еще в годы войны опыт применения в различных вариантах комбинированной силовой установки (сочетание поршневого и реактивного двигателей). Тогда и в последующих экспериментах были накоплены знания о возможностях полета «полуреактивных Ла» с двигателями конструкции В.П. Глушко (жидкостные – РД-1, РД-3, РД-1ХЗ), Л.С. Душкина (жидкостной РД-3В), М.М. Бондарюка (прямоточный воздушно-реактивный – ВРД-1), В.Н. Челомея (пульсирующие воздушно-реактивные – Д-10 и Д-11). При этом при испытаниях двигателя той или иной конструкции приходилось проводить перекомпоновку, иногда достаточно серьезную, соответствующей летной машины.

На самолетах конструкции С.А. Лавочкина отрабатывал варианты высотного истребителя с ЖРД С.П. Королев.

При создании первого *реактивного самолета*, что потребовало от лавочкинцев разработки абсолютно новой аэродинамической формы его конструкции, основным двигателем стал турбореактивный двигатель А.М. Люлька.

Громадное значение в этом процессе приобрел поиск оптимальной формы крыла. Фундаментальные теоретические изыскания по аэродинамике больших скоростей, приведшие к появлению теории сверхзвукового обтекания, утверждали о преобладающих преимуществах стреловидного крыла по сравнению с ранее обычным. Но для практиков эта проблема представляла собой большое «белое пятно». К ее решению одним из первых, совместно с ЦАГИ, приступило ОКБ-301. В конструкторском бюро был

впервые проведен расчет однолонжеронных треугольных крыльев, треугольных крыльев с лучевым расположением лонжеронов, а также стреловидных крыльев различной стреловидности. Много изобретательности было проявлено при проведении статических испытаний отдельных элементов конструкции самолета. Впервые достаточно эффективно инженерная теория прочности стреловидного (а затем и треугольного) крыла с привлечением большого количества натурных экспериментов была начата и развивалась в конструкторском бюро С.А. Лавочкина.

Из воспоминаний лауреата Государственной премии СССР, доктора технических наук, генерал-полковника-инженера А.Н. Пономарева: «Конструкторское бюро Лавочкина, прежде чем предложить серийный истребитель, построило два экспериментальных — Ла-150 и Ла-160. *Первый самолет не удовлетворил самого конструктора* (выделено авторами): не устраивала скорость (850 км/час) и малая дальность полета. Поэтому, еще не закончив испытаний Ла-150, коллектив под руководством Лавочкина, опираясь на помощь ученых ЦАГИ, других научно-исследовательских учреждений, стал работать над принципиально новой машиной. Споры вокруг нее были много.

Несколько бурных заседаний прошло и в нашем комитете. Дело в том, что Семен Алексеевич Лавочкин предложил самолет со стреловидным крылом. Кое-кто считал это преждевременным, вопрос не был достаточно изучен теоретически, не знали, как такое крыло отразится на устойчивости и управляемости самолета. Конструктора поддерживали руководители ВВС и ЦАГИ.

Академик В. В. Струминский мне рассказывал, как им в ЦАГИ было трудно отрешиться от привычной формы самолета. Ведь на каждом шагу ожидало неизведанное. Как поведет себя в воздухе самолет с необычным крылом? Удастся ли сохранить его управляемость? И вот Лавочкин решился на рискованный эксперимент.

Один из лучших наших испытателей, И.Е. Федоров, первым поднял в воздух необычную машину. Изысканное стреловидное крыло, расположенное над фюзеляжем, придавало самолету легкий, стремительный вид.

Первые же полеты Федорова показали преимущества нового самолета. С тем же самым двигателем он развил скорость 1060 км/час».

Уже в декабре 1948 года экспериментальный истребитель «176» (рисунок 3) в полете со снижением *первым среди отечественных самолетов* достиг скорости звука, а в январе 1949 года с установленным на нем другим двигателем «176-ой» *неоднократно преодолевал звуковой барьер*. Кроме них были ещё самолеты-истребители, выполненные в других вариантах и другого предназначения – 150 М, 150Ф, 152, 152Д, 154, 156, 160, (первый

отечественный экспериментальный реактивный самолет со стреловидным крылом), 162, 168, 174ТК, 174, 174Д (Ла-15 - принят на вооружение), 178, 180, высотные перехватчики 190, 200, 200Б, сверхзвуковой перехватчик-ракетоносец 250, с помощью которых изучались возможности дальнейшего развития того или иного направления в отечественной истребительной авиации.



Рисунок 3. Истребитель «176», впервые преодолевший «звуковой барьер»

Накопленный таким образом опыт стал достоянием всего отечественного авиапрома и, соответственно, несомненно, пополнил анналы научных достижений нашей страны.

Из вышеизложенного становится очевидным, какой колоссальный объем проектных, конструкторских и экспериментальных работ проделал коллектив под руководством С.А. Лавочкина, создавая реактивные самолеты, и видение при этом Главным конструктором рациональной формы организации труда нашло свое полное отражение в структурном построении вверенного ему ОКБ. Подразделения ОКБ, формируемые по принципу разумного разделения специализаций с «ядром» из профессионалов высокого класса, становились, каждое, средоточием одного из основных направлений «конструкторской школы Лавочкина».

«Да, много времени минуло с тех пор, когда молодой инженер Лавочкин вечерами набрасывал контуры своей первой машины. Перед главным конструктором стояли новые задачи. Изменились технологии проектирования и производства. Выросли масштабы работ. Лавочкин стал настоящим руководителем. Сам он не стоит у чертежной доски, эта работа возложена на плечи заместителей, помощников, руководителей бригад и групп. Главный конструктор — это в первую очередь организатор, обладающий инженерной интуицией, высокой технической культурой, это стратег, определяющий программы, направления деятельности и своего коллектива, и многих научных, конструкторских и производственных организаций». («Лавочкин». О.Г. Ивановский и др.).

Как уже ранее отмечалось, особый стиль работы ОКБ под руководством С.А. Лавочкина — высочайшая исполнительская дисциплина на каждой из стадий созидательного процесса, и «задавался соответствующий тон» на самой его начальной стадии — на этапе проектирования.

Работы над проектом велись с максимально эффективным привлечением к участию всех имеющихся на предприятии высококвалифицированных кадров. Проект подвергался всестороннему обсуждению — регулярно, при личном участии С.А. Лавочкина, проводилось еженедельное (обычно по средам) рассмотрение состояния дел, зачастую представлявшее собой острую научно-техническую полемику, поддерживаемую и одобряемую Главным конструктором. Кроме ведущих специалистов ОКБ, в состав участников входили представители других подразделений предприятия — от металлурга до летчика-испытателя. Во внимание принималось всё ценное из высказанных мнений, все разумное, что озвучивалось полемистами в процессе этих обсуждений.

«Когда, наконец, мне становится ясным, какой должна быть новая машина, я зову к себе своих товарищей по работе. "Вот что я придумал, — говорю я им, — как вам это нравится?" Они слушают внимательно, что-то записывают, чертят. Начинается обсуждение. Иногда мне кажется, что им слишком нравится моя идея, и я не могу сдержаться:

- Критикуйте же, черт возьми! — кричу я им. Они входят в азарт, и в кабинете поднимается такой шум, что посетители, сидящие в приемной, могут подумать, что тут собрались заклятые враги. Но всем нам дорого наше общее дело, поэтому мы так горячимся и выходим из себя. Наконец обсуждение заканчивается. Мы довольны - каждому из нас, по крайней мере, ясно, в чем он прав и в чем ошибался. Теперь можно начинать. И вот на листе появляется первая линия. Десятки людей думают о будущем самолете».

(С.А.Лавочкин)

Активно старалась участвовать в обсуждении технических вопросов конструкторская молодежь — никакого ограничения, а тем более запрета для всех участников летучих совещаний не существовало.

Наиболее обстоятельно относились к разработке изначального документа, называемого «компоновкой» — определяющего облик летательного аппарата, тактико-технические требования, состав бортовых систем и пр.

С момента подписания генеральным конструктором компоновки, что являлось достаточно крупным

событием в жизни коллектива, она становилась «святая святых» - незыблемой основой для последующей работы всех отделов ОКБ и технических служб завода.

Организационная схема «линейка от эскиза до серийной машины», положенная С.А. Лавочкиным в основу работы своего конструкторского бюро, позволила буквально «выковать» плеяду высококлассных специалистов, упрочить позиции знаменитой «школы Лавочкина», заложить фундамент ее развития в будущем.

В конце 1950 года ОКБ получило задание на разработку совершенно нового для отечественного авиапрома летательного аппарата – зенитной управляемой ракеты для системы противовоздушной обороны г. Москвы (система ПВО «Беркут»).

Для решения этой задачи возникла необходимость пополнения ОКБ специалистами по автоматизированным системам управления, были созданы новые подразделения, специализированные под проблематику динамики полета, систем управления, радиосистем, систем радиотелеметрии, телеметрических датчиков.

В 1951 г. заместителем С.А. Лавочкина по тематике зенитных управляемых ракет был назначен П.Д. Грушин, который впоследствии (с ноября 1953 г.) возглавил Особое конструкторское бюро №2 (с 1967 г. МКБ «Факел»), специально созданное для разработки новейших образцов ракетной техники и, прежде всего, ЗУР.

В конце 1954 года система ПВО «Беркут», позже переименованная в С-25, боевую основу которой составляли зенитные ракеты конструкции С.А. Лавочкина, была сдана на вооружение и несла боевое дежурство около 30 лет. Президиум Верховного Совета СССР «за успешное выполнение заданий Правительства по созданию специальной техники Указом от 20 апреля 1956 года наградил опытно-конструкторское бюро №301 Министерства авиационной промышленности СССР орденом Трудового Красного Знамени. *Москва Кремль. 20.04.1956 г.* На рис. 4 представлена одна из стартовых позиций системы ПВО С-25, в совокупности образующих «защитное кольцо» Москвы (рисунки 4).

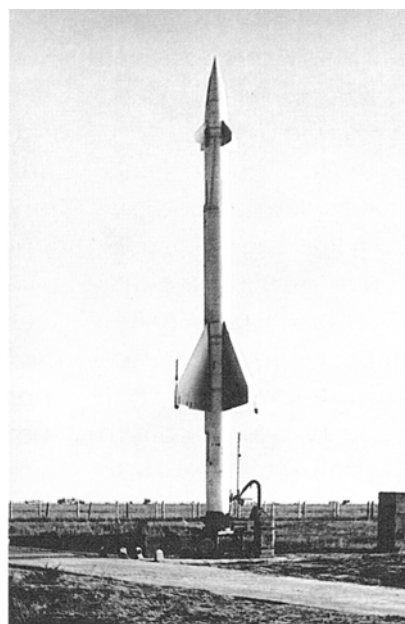


Рисунок 4. ЗУР «207А» (система ПВО С-25) на старте

С.А. Лавочкин вторично стал Героем Социалистического Труда. Орденами и медалями награждены многие ведущие специалисты ОКБ, участвовавшие в работах по этой тематике.

Параллельно с созданием зенитных управляемых ракет для системы ПВО С-25 ОКБ -301 занималось также радиоуправляемой летающей мишенью Ла-17 (рисунки 5), в достаточной мере имитирующей возможную цель для боевого применения, в том числе, и этих ЗУР. В 50-е годы это была специфическая особенность ОКБ С.А. Лавочкина – одновременная разработка авиационно-ракетной техники действия и противодействия. Кроме уже сказанного, еще одна условная «спарка» – ЗРК «Даль» («400») и упомянутая далее МКР «Буря».

Говоря о Ла-17-ом, имеет смысл напомнить, что это был первый отечественный беспилотный самолет-мишень, обладающий летно-техническими характеристиками реактивного самолета. Начиная с 1952 года и

до перехода ОКБ на космическую тематику организацией работ по Ла-17 в вариантах самолет-мишень и самолет-разведчик занимался А.Г. Чесноков, сначала – как представитель главного конструктора, далее – как ведущий по теме, главный конструктор по направлению.

Мишень в целом получилась удачной, но у нее было, пожалуй, два, с точки зрения экономики и условий эксплуатации, существенных недостатка - потребность в самолете-носителе (соответственно – экипаж, технический персонал, привязка к аэродрому базирования и т.д. и т.п.), и достаточно большой расход бензина. Кроме того, на испытаниях и в

процессе эксплуатации выявились заложенные в ней принципиально иные, более широкие возможности применения, которые просто невозможно было реализовать в варианте запуска с самолета-носителя.

В 1954 году А.Г. Чесноков представил своему Генеральному конструктору проект коренной модернизации серийного самолета-мишени Ла-17. Предусмотрены замена прямоточного двигателя на турбореактивный и обеспечение старта с земли вместо старта из-под крыла самолета Ту-4. Это - несоизмеримое расширение характеристик Ла-17 по диапазону высот полета, времени полета и дальности. Но... получен ответ:

- ОКБ очень занято важными правительственными заданиями по темам «Буря», «К-15» и «Даль». Проект хороший, но делать не сможем.

А.Г. Чесноков, несмотря на безграничное уважение к Семену Алексеевичу, остается верным принципу «если прав – нужно уметь доказать свою правоту». Он находит поддержку в лице главкома ВВС маршала авиации К.А. Вершинина.

Из воспоминаний А.Г. Чеснокова: «...Меня тут же вызвали к Семену Алексеевичу. Он сказал:

- Вы «пробили» свою идею, и мы будем делать эту машину. Вся ответственность — на вас. Если будут мешать работать, приходите ко мне в любое время».

Модернизированный самолет-мишень, получивший обозначение «изделие 202», был снабжен малоресурсным ТРД РД-9К (модификация РД-9Б, снимавшихся с истребителей МиГ-19) и парой твердотопливных ускорителей ПРД-98. Его запуск осуществлялся наземным стартом с прицепного колесного лафета 100-мм зенитной пушки КС-19. Лафет позволял производить запуск мишени под различными углами к горизонту и в любом азимутальном направлении. Диапазон высот полета расширился от 600 м до 18 км.

Выпускавшийся в различных модификациях в серийном производстве более 40 лет, и все эти годы сохранявший в своей маркировке имя «Лавочкин», самолет-мишень состоял на вооружении армий многих стран-



Рисунок 5. Старт самолета-мишени Ла-17

членов Варшавского договора, армий стран социалистического лагеря.

С появлением в середине прошлого века нового вида оружия стратегического назначения – ядерного – резко возросла актуальность выбора или, в случае отсутствия возможности такового, создания средств его доставки для атаки на подлежащие уничтожению объекты на территории противника.

Наиболее перспективными в этом смысле были ракеты дальнего действия, в той или иной степени уже апробированные в нашей стране и, со значительным опережением в результативности по сравнению с нами, за рубежом, прежде всего в Германии. Накопленный теоретический и практический опыт отечественных и зарубежных специалистов подтверждал правомочность существования двух видов ракет такого класса – так называемых крылатых и баллистических. Советское правительство рядом своих решений в начале 50-х годов фактически сформировало программу создания в СССР ракет стратегического назначения. Постановления СМ СССР от 13 февраля 1953 г. и от 20 мая 1954 г. посвящены разработке *межконтинентальных крылатых ракет-носителей ядерного заряда*.

Вторым из них, майским, постановлением (№ 957-409) «крылатое направление» в построении ракет стратегического назначения передавалось Министерству авиационной промышленности. Оно предусматривало параллельную работу в двух прославленных – этим еще раз подчеркивалась чрезвычайная важность решаемой проблемы - авиационных конструкторских бюро: ОКБ-301 С.А. Лавочкина и ОКБ-23 В.М. Мясищева. Задачи были несколько различны – ОКБ-301 поручалось разработать «легкую» двухступенчатую МКР (получившую наименование «Буря»), а ОКБ-23 – «тяжелую» (получившую наименование «Буря»). Персонально на М.В. Келдыша возлагалась координация всех научных исследований при создании крылатых ракет. С.П. Королев сосредотачивался на создании межконтинентальных баллистических ракет (МБР).

Предварял выпуск этого правительственного постановления разговор С.А. Лавочкина с заместителем пред-

седателя СМ СССР Малышевым, при котором присутствовал заместитель С.А. Лавочкина Н.С. Черняков, ставший впоследствии главным конструктором созданной ОКБ-301 МКР «Буря».

Наум Семенович Черняков вспоминал: «Нам было предложено создать НЕЧТО – то ли самолет, то ли ракету, способное доставить известный груз на известное расстояние...»

Можно было бы усомниться в справедливости оценки Черняковым четкости постановки задачи, ведь ее

замысел основывался на максимальном использовании задела по экспериментальной крылатой ракете (ЭКР), над которой уже перед этим работал С.П. Королев. Но задел, хоть и был значителен - завершено эскизное проектирование и началась подготовка к передаче ЭКР в производство – как показал ход дальнейших событий, послужил, в основном, лишь качественно проработанным обоснованием возможности создания МКР с дальностью полета 6000-8000, в котором достаточно четко были намечены основные направления предстоящих работ и основные проблемы, которые необходимо было решить для успешной реализации проекта. Главное, что было выполнено - проверка основных принципов и ряда технических решений при создании межконтинентальной крылатой ракеты. Была предложена конструкторская схема крылатой ракеты, но ее различие с конструкцией ракеты, созданной под руководством С.А. Лавочкина, вполне очевидно. Так что, пожалуй, можно согласиться с мнением Наума Семеновича – действительно ОКБ-301 и его партнерам по кооперации, составленной из ведущих научных и промышленных организаций и предприятий страны, предстояло создать НЕЧТО - нечто новое, не имеющий аналогов в мировой практике самолето- и ракетостроения летательный аппарат.

В мае 1954 года ОКБ-301 приступило к работам, а летные испытания начались уже в 1957 году.

Полеты в четырех последних пусках были проведены по длинной испытательной трассе Владимировка (полигон в Астраханской обл.) — полуостров Камчатка (мыс Озерный). 20.02.60, 23.03.60 и 16.12.60 г. были зафиксированы дальности, соответственно, 5500, 6500 и 6425 км при скоростях $3,1 \div 3,2$ М и при достижении максимальной высоты полета в пределах $18 \div 24,5$ км.

Достигнутые ОКБ-301 результаты и динамика их получения при создании МКР «Буря» убедительно доказали, что конструкторский замысел был верен и авторы нового летательного аппарата вплотную приблизились к намеченной цели, успешными летными испытаниями подтвердив реализуемость поставленной задачи, выявив преимущество сильных сторон (например, способность к маневрированию) предлагаемого

ими оружия над слабыми (например, длительность полета), и его несомненную перспективность.

Опять же в какой-то мере подтверждением прозорливости создателей «Бури» могут послужить оценки достоинств МКР, высказываемые применительно уже к современным условиям представителями бывшего главного «потенциального противника» СССР:

«Крылатые ракеты большой дальности с ядерными зарядами обладают высокой точностью и

способны поразить большую часть целей в пределах Соединенных Штатов и Содружества Независимых Государств (СНГ) при запуске за пределами их границ. Ни США, ни СНГ не имеют систем контроля воздушного пространства, способных обеспечить надежное предупреждение о крылатых ракетах. Поэтому возможно, что небольшая по масштабам атака крылатых ракет пройдет совершенно незамеченной до того момента, когда ядерное оружие достигнет своих целей. Подобная атака может полностью разрушить стратегические бомбардировщики другой стороны еще на аэродромах и нанести сильный ущерб ее системе стратегического командования и управления, возможно, до такой степени, что будет подвергнута опасности сама способность запуска стратегических ракетных сил по тревоге. Такая возможность делает ядерные крылатые ракеты большой дальности потенциально одним из наиболее дестабилизирующих средств среди всех типов ядерного оружия». (Джордж Н. Льюис и Теодор А., авторы работают в Массачусетском технологическом институте по программе изучения обороны и контроля над вооружениями).

Но конкурентная борьба между МКР и МБР в нашей стране еще в прошлом веке была решена в пользу МБР. Работы по созданию межконтинентальных крылатых ракет были прекращены решениями СМ СССР и Президиума ЦК КПСС. Сначала, в ноябре 1957 г., были остановлены работы по «Бурану», так как сочли нецелесообразным дальнейшие затраты средств на два проекта МКР с близкими характеристиками (МКР «Буран» была закончена в чертежах и передавалась в производство, когда «Буря» уже начала летать). В феврале 1960 года были прекращены и работы по основному варианту «Бури», но разрешалось, тем не менее, провести еще пять пусков для отработки варианта «Бури»-фоторазведчика.

Тем не менее, создание сверхзвуковой межконтинентальной крылатой ракеты «Буря» стало воистину венцом творчества Семена Алексеевича Лавочкина и выпестованной им конструкторской школы.

Реализация проекта внесла в развитие отечественной ракетно-космической отрасли значительный

научный и практический вклад, истинная ценность которого, быть может отнюдь не узко военного значения, а куда более перспективная, важная, стала по-настоящему не столь осознаваться, сколь проявляться лишь тогда, когда миру были предъявлены американский «космический челнок» («Шаттл»), играющий уже более трех десятилетий

роль основного транспортного средства в космонавтике США, и советский «Буря» (тезка мясищевского).

Работы над новым летательным аппаратом явились мощным стимулом для развития и многих других, смежных с авиа- и ракетостроением отраслей науки и техники, например, в области материаловедения, теплотехники, аэромеханики и аэронавигации, приборостроения и т.д., для внедрения в производство новых технологий. Но и тогда, по крайней мере отечественные ученые, сумели по заслугам оценить труд создателей единственной в мире действительно летающей сверхзвуковой МКР - С.А. Лавочкина в 1958 году избрали членом-корреспондентом Академии наук СССР, его заместителю Н.С. Чернякову и группе других основных участников проекта присвоили без защиты диссертаций степень доктора технических наук.

Стимулирующие развитие процессы серьезнейшим образом отразились и на самом ОКБ-301. Это было «золотое время» ОКБ и его ближайшего партнера и соратника – опытного завода.

В архиве НПО им. С.А. Лавочкина хранится адресованный академику-секретарю Благонравову А.А. «Краткий отчет о научной деятельности члена-корреспондента АН СССР С.А. Лавочкина». Выдержка из него:

«Проводимые работы под моим руководством связаны с изготовлением образцов летательных аппаратов, решающих ту или иную задачу в пределах атмосферы. Рост скоростей...ставит целый ряд сложных проблем, над решением которых и работает наша организация совместно с рядом научно-исследовательских институтов страны.

В известных пределах температур нам удалось создать конструкции, которые не только достаточно прочны при нагревании, но и подвержены малому короблению и тем самым обеспечивают устойчивость и управляемость машин в такой мере, как это было задумано при проектировании. Теплоизоляция и специальные холодильные устройства обеспечивают нормальную работу аппаратуры, которая, к сожалению, недостаточно термостойка и требует для своей работоспособности нормальных температурных условий.

Проектируемые под моим руководством аппараты беспилотные и имеют различное назначение, вследствие этого проводится большая исследовательская работа по изысканию методов управления и по заказу аппаратуры, обеспечивающей задуманный полет.

Все перечисленные задачи в пределах заданных условий во многом решены, в 1959 году закончены

постройкой и частично проверены летными испытаниями».

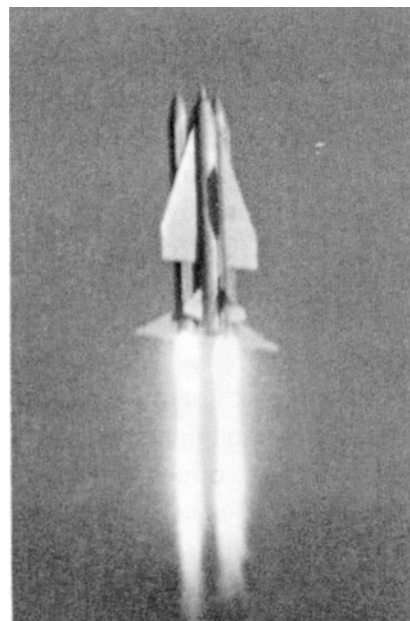


Рисунок 6. МКР «Буря» в полете

В эти годы стремительно усовершенствовалась экспериментально-испытательная база, резко возрос темп освоения таких материалов, как титан и его сплавы, высокопрочные стали типа ЭИ 654, а также теплозащитных и теплоизоляционных материалов; разрабатывались и внедрялись новые технологии: точечной, роликовой и электродуговой сварки высокопрочных материалов и др. Благодаря плодотворному творческому взаимодействию конструкторов и инженеров предприятия с отечественными металлургами МКР «Буря» впервые в СССР выполнена как *летательный аппарат с цельносварной титановой конструкцией*. В процессе решения этой проблемы сложилась признанная в научном мире школа специалистов—«титанщиков» высшей квалификации: конструкторов, технологов, металлургов.

Достоянием высочайшего уровня для аэродинамиков, компоновщиков, тепловиков и специалистов по системам управления и аэронавигации из ОКБ-301 и их партнеров из смежных предприятий и организаций стали выработанные совместным трудом оптимальные облик и структура *первой в мире реально существующей сверхзвуковой МКР* (рисунок 6).

Испытатели ОКБ приобрели уникальные навыки проведения полигонной подготовки и проведения испытаний «техники будущего».

Эпилогом конструкторского творчества С.А. Лавочкина стал зенитно-ракетный комплекс «Даль» (рисунок 7), предназначенный для обеспечения

обороны крупных индустриальных центров от самолетов и крылатых ракет противника, в том числе носителей ядерного заряда.

Работы по системе ПВО «Даль» были начаты по совместной инициативе С.А. Лавочкина и министра радиопромышленности В.Д. Калмыкова и одобрены Н.С. Хрущевым - в то время руководителем страны. В своем предложении С.А. Лавочкин суммировал ценнейший опыт, уже накопленный им при создании системы ПВО С-25 и МКР «Буря», и новаторские разработки в части применения электронно-вычислительных средств наведения и управления зенитной ракетой. Учтены были также наметившиеся перспективы совершенствования и развития воздушных средств нападения

Создаваемый комплекс должен был обеспечивать стрельбу с общей стартовой позиции ракетами по целям, одновременно приближающимся с различных направлений. Обстрел должен производиться одновременно десятью ракетами десяти целей на фантастической для того времени дальности - до 160-180 км. Это позволяло перейти от кольцевого построения элементов системы к центральному. Соответственно, радиотехнические средства должны были обеспечивать не секторное, а круговое обнаружение и сопровождение целей, наведение на них ЗУР.

Предложения очень заинтересовали Н.С. Хрущева, и в дальнейшем работы по «Дали», подкрепленные соответствующими правительственными постановлениями, уже не выпадали из его поля зрения. Это имело и положительные, и отрицательные последствия. Самые отрицательные — неоправданная гонка в стремлении как можно скорее достигнуть желаемого результата.

Главный конструктор С.А. Лавочкин был определен головным исполнителем и разработчиком не только зенитной управляемой ракеты, как было ранее, но и контура системы наведения.

Летные испытания проводились на одной из площадок полигона Сары-Шаган, расположенного в казахстанской пустыне Бет-пак Дала. Оборудование площадки для испытаний системы «Даль» начиналось «с нуля»; для ее обеспечения водой требовалось проложить водопровод от Балхаша протяженностью около 100 километров.

Работы шли тяжело, в напряженном ритме, основные проблемы были связаны с отладкой взаимодействия радиолокатора и электронно-вычислительной машины.

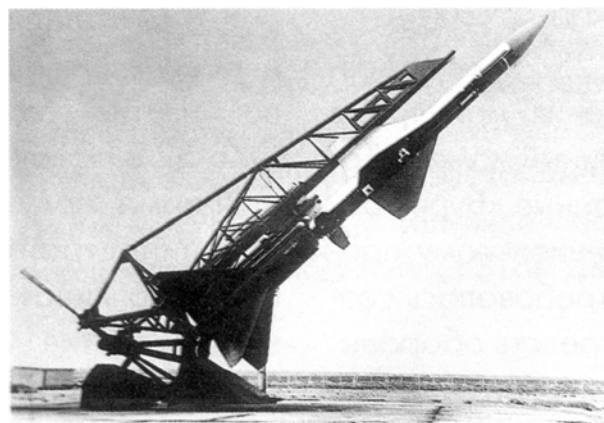


Рисунок 7. ЗУР «400» (ЗРК «Даль») на старте

Генеральный конструктор Г.В. Кисунько, один из основных разработчиков систем ПРО страны и самый большой скептик в отношении системы ПВО «Даль», вспоминает: «...После прибытия Семена Алексеевича на полигон подчиненные решили порадовать его пуском ракеты-перехватчика (ЗУР «400») по воздушной мишени без участия радиолокатора наведения: вместо него для слежения за целью и перехватчиком были использованы кинотеодолимы, по данным которых перехватчик был выведен радиокомандами с земли в зону захвата цели головкой самонаведения. Цель была захвачена головкой, и был осуществлен успешный перехват цели в режиме самонаведения. Это было убедительное доказательство того, что созданный ОКБ Лавочкина перехватчик для системы «Даль» в полном порядке и вся загвоздка в радиоэлектронике...»

Нагрузка была колоссальнейшей — параллельно шли летные испытания «Бури» и «Дали», работа продвигалась очень непросто. Будучи уже серьезно болен, испытывая мощнейшее психологическое давление со стороны министра авиационной промышленности и ощущая непонимание руководством страны истинных причин задержек (качество отечественной электроники), Семен Алексеевич продолжал лично руководить проведением испытаний на полигоне. 9 июня 1960 года он скоропостижно скончался. Всего до закрытия темы было совершено 77 пусков ракет.

Один из общепринятых в мире способов признания заслуг человека, будь то его деятельность на благо общества или достижение им выдающихся профессиональных результатов — увековечение его памяти в названиях различного рода объектов, существующих или создаваемых вновь, природных или рукотворных, априори вызывающих к себе интерес, привлекающих к себе внимание. Именем Лавочкина названы улицы в Москве и подмосковных Химках, в

городах Волгоград, Смоленск и Липецк. Нам дорого то, что имя «Лавочкин» носит наше предприятие, которым Семен Алексеевич руководил более 18 лет, коллективом которого совместно с ним сделаны выдающиеся достижения в области самолетостроения и ракетостроения и позже, под руководством его талантливейших учеников и последователей, в области изучения и освоения космоса.

Сегодня имя «Лавочкин», ставшее в последние десятилетия брендом мирового значения в сфере космонавтики и связанных с нею отраслей науки, - путеводная звезда для нынешних и новых поколений созданной Семеном Алексеевичем уникальной конструкторской школы, символ неисчерпаемости истоков конструкторского творчества и непоколебимой целеустремленности на пути к новым, укрепляющим могущество и пополняющим интеллектуальное богатство нашей страны, свершениям и победам.

Список литературы

1 НПО им. С.А. Лавочкина. На Земле, в небе и в космосе / Под ред. Серебrenникова В.А. и др. М.: *Военный парад*, 1997.

2 Ивановский О.Г., Тимофеев В.Н., Серов Г.П., Шевалев И.Л. Лавочкин (к 100-летию со дня рождения). М.: БЛОК-Информ-Экспресс, 2000 г.

3 Арлазоров М. С. Фронт идет через КБ. М.: «Знание», 1975. 224 с. (Творцы науки и техники).

4 Якубович Н.В. Самолеты Лавочкина. М.: РУСАВИА, 2002 г.

5 Шевалев И.Л. Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина// «Авиация: энциклопедия» под. ред. Г.П. Свищева // Российская энциклопедия, 1994

6 Ковтуненко В.М., Моишеев А.А., Шевалев И.Л. О творческом пути НПО им. С.А. Лавочкина. Материалы IX Московского симпозиума по истории авиации и космонавтики. М.: Институт истории естествознания, науки и техники. 1993 г

7 Шевалев И.Л., Фомичев А.Г. Межконтинентальная ракета С.А. Лавочкина. М.: «Самолеты мира» 1996 г. №4 Стр.2-5

8 Шевалев И.Л., Фомичев А.Г. Межконтинентальная крылатая ракета «Буря». М.: Millitari Parade июль-август 1996 г. Стр.120-121, 180

9 Шевалев И.Л. и др. Зенитно-ракетный комплекс «Даль». М.: «Самолеты мира» 1996 г. №11 Стр.7-9.

10 Моишеев А.А., Шевалев И.Л. Роль личности в истории ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина. М.о.: Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина 2009 №1 С.19-29.



УДК 629.7(092) Лавочкин С.А.

ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР СЕМЁН АЛЕКСЕЕВИЧ ЛАВОЧКИН

С.И. Крупкин

E-mail: Vestnik@Laspaceru

КРУПКИН

Самуил Иделевич

главный специалист центра
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Это рассказ о выдающемся авиационном конструкторе и учёном, создателе большого количества новаторских образцов самолётов, ракет и систем вооружения, создателе и организаторе опытно-конструкторского бюро и опытного завода с коллективами высочайшей квалификации, способными решать практически любые задачи, возникавшие в этой области перед страной.

Это рассказ о конструкторе самолётов, в большой степени определивших уже в первые годы Великой Отечественной войны превосходство в небе над самолётами противника, самолёта ЛА-7, признанного армией лучшим истребителем того времени.

Автору выпало счастье проработать 15 лет под руководством этого выдающегося человека.

Ключевые слова: Лавочкин; самолёты; ракеты; системы вооружения; ОКБ.

SEMYON A. LAVOCHKIN, DESIGNER GENERAL. S.I. Krupkin

This is the story about the outstanding aircraft designer and scientist, the developer of large quantity of aircraft, rockets and weapons systems innovations, the founder of Research and Development Bureau and pilot plant with a highly qualified team, capable to solve practically any tasks, set for the country in that field.

This is the story about the designer of LA-7 aircraft, which was admitted by the army to be the best fighter of that time, which during the first years of World War II established air superiority over the enemy's aircraft.

It was the author's fortune to work for 15 years under the leadership of this distinguished person.

Key words: Lavochkin; aircraft; rockets; weapon systems; R&D Bureau.

Представляет интерес история превращения мебельной фабрики Дворца Советов в авиационный завод.

Комплекс, состоящий из ЦНИИМЭ (центрального научно-исследовательского института механизации и энергетики лесной промышленности), ЦНИИЛХИ (центрального научно-исследовательского института химической обработки древесины), ЦНИИМОД (центрального научно-исследовательского института механической обработки древесины) и мебельной фабрики был создан для обеспечения амбициозного проекта по строительству гигантского Дворца Советов, который должен был показать всему миру мощь Союза, но так как реализация этого проекта была прекращена, необходимость в фабрике отпала, и она была передана НКАП. Институты продолжали функционировать, так как их работы нужны были стране не только для «Дворца».

В конце 1945 года пронёсся слух, что наш завод преобразуется в опытный и передается главному конструктору Семёну Алексеевичу Лавочкину.

На нашем заводе незадолго до начала войны вместе с Гудковым и Горбуновым начинал свою карьеру главного конструктора самолетов Семён Алексеевич. В конструкции их самолёта успешно была использована разработанная ВИАМ упрочнённая древесина – «дельта - древесина».

Эта конструкторская находка оказалась судьбоносной – ведь в стране ощущался острый дефицит металла вообще и особенно алюминия, а древесины в Советском Союзе было более чем достаточно.

ЛаГТ-1, а затем его модернизированный вариант ЛаГТ-3 успешно прошли Государственные испытания и начали поступать на вооружение Красной Армии. Внедрение этих самолётов в серийное производство проходило одновременно на авиационных заводах в городах



Семён Алексеевич Лавочкин (начало 50-ых годов)

Горький, Таганрог, Ленинград, Новосибирск и Улан-Удэ. (Через некоторое время из Таганрога производство было перенесено в Тбилиси). Главным серийным заводом был выбран Горьковский, куда и выехал Семён Алексеевич с небольшим коллективом конструкторов. «Триумвират» распался, Горбунов и Гудков уехали внедрять ЛаГГ-3 в другие города.

Об этом периоде жизни ОКБ, о котором я знаю только с чужих слов, подробно рассказывает бывший заместитель Семёна Алексеевича и его близкий друг Леонид Александрович Закс.

Приведенный ниже текст помещён в статье по согласованию с дочерью Л.А. Закса Татьяной Леонидовной Канторовой.

Завод в Химках, который начал уже производить мебель для Дворца Советов, был передан в Наркомат Авиационной промышленности. Директором завода, которому присвоили номер 301, был назначен Юлий Борисович Эскин.

Был налажен серийный выпуск двухместных самолетов «Як».

На заводе было создано опытно-конструкторское бюро (ОКБ), которым руководил главный конструктор Алексей Дубровин.

ОКБ работало над созданием небольшого учебного самолета с двигателем воздушного охлаждения. Туда в начале 1938 года я и поступил на работу инженером – аэродинамиком.

Опыт войны в Испании показал, что самый массовый тогда советский истребитель И-16 главного

конструктора Поликарпова по тактико-техническим параметрам существенно отстает от истребителей этого класса, выпускаемых в Германии.

В начале 1939 года Правительство объявило конкурс на создание нового современного истребителя. В конкурс включились как многие именитые конструкторы, так и молодые инженеры.

Правительственная комиссия отобрала три проекта из представленных на конкурс, и решила построить по одному опытному образцу каждого из этих трех самолетов. Один из проектов был представлен конструктором Яковлевым, второй – конструкторами Микояном и Гуревичем, а третий – неизвестными ещё тогда тремя конструкторами: Семёном Алексеевичем Лавочкиным, Владимиром Петровичем Горбуновым и Михаилом Ивановичем Гудковым.

Последний проект был интересен тем, что самолет этих конструкторов был цельнодеревянный и силовые нагрузки, действующие на его конструкции, воспринимались дельта – древесиной. Этот материал получался путем прессования под большим давлением слоёв дерева, пропитанных специальными смолами. По прочностным данным он приближался к дюралюминию.

В середине 1939 года ОКБ было передано С.А. Лавочкину, В.П. Горбунову и М.И. Гудкову для реализации их проекта. Вместе с Лавочкиным пришли конструкторы Старцев, Мосолов, Загребав, Пирлик, Кривякин и еще несколько человек.

Директор завода Эскин постарался сохранить структуру ОКБ, существовавшую при Дубровине.

После совещания у Эскина совместно с главными конструкторами определилась структура нашего нового ОКБ. Руководителем ОКБ был назначен Старцев, он же руководил группами крыла и оперения, начальниками групп: двигательной установки – Алексеев, а его заместителем – Кривякин, шасси – Езеров, аэродинамики – Закс, прочности – Шехатунян, общих видов – Мосолов.

Главные конструктора тоже распределили между собой обязанности. Лавочкин руководил проектированием. Горбунов, который продолжал работать ещё и в Наркомате, взял на себя руководство производством. Гудков взял на себя всю снабженческую часть. Применение дельта – древесины потребовало освоения технологии силовых клеевых соединений. Люди работали с большим энтузиазмом. Всех подстёгивала

конкуренция с Яковлевым и Микояном. А сроки, определенные для постройки самолета, были просто сумасшедшими (в 1940 году надо было сделать первый экземпляр, к концу того же года – завершить лётные испытания).

Большое внимание Семён Алексеевич Лавочкин уделял аэродинамике. Мы стали уделять особое внимание уменьшению трения поверхности. И когда весной 1940 года истребитель вышел на центральный аэродром (на этом месте сейчас расположен Московский центральный аэровокзал), на него просто сбегались смотреть. Самолет красивого вишневого цвета (такой оттенок имела специальная фанера наружной обшивки) был до блеска отполирован и напоминал дорогой автомобиль. Служащие аэродрома прозвали его «Вишневый рояль».

Наш «рояль» был готов к испытаниям. Лётчиком испытателем у нас был Алексей Никашин – прекрасный летчик, отменный специалист с инженерным образованием.

И вот первый вылет. Машина Никашину сразу понравилась – скоростная, лёгкая в управлении. Испытания прошли очень легко. Мы завершили их за два с половиной месяца и получили хорошие результаты. Самолет, получивший название ЛаГГ-1 показал максимальную скорость более 500 км/час. Машина поднималась на высоту 5000 метров примерно за 6 минут. Дальность была 660 километров. Мы торжествовали! Надо отметить, что самолет ЛаГГ-1 просуществовал всего пару месяцев до переделки этого единственного экземпляра в ЛаГГ-3.

Результаты испытаний были немедленно доложены Георгию Маленкову – секретарю ЦК ВКП(б), который курировал проекты истребителей по линии Политбюро. Маленков заявил, что удовлетворен всем, кроме дальности. Он хотел, чтобы самолет мог также выполнять функции истребителя сопровождения для бомбардировщиков и имел бы дальность 1000 километров. При этом он заявил, что не признает никаких расчётов и не верит никаким данным, кроме эксперимента. Самолет должен взлететь из Москвы и сесть в любом городе, удаленном от Москвы на 1000 километров. «Только тогда поверю» – резюмировал он.

К сентябрю всё было готово, назначили комиссию во главе с заместителем начальника ЛПИ Анатолием Васильевичем Чкаловым. Стали искать трассу испытательного полёта. Выяснилось, что лететь-то некуда. На требуемом удалении не было подходящего аэродрома. Осень. Низкая облачность стоит день, другой. Разрешение на вылет не дают. И вот мы слышим, как Никашин кричит в телефонную трубку –

«Федя, выйди на балкон. Какая погода? Нижняя кромка облачности – 300 метров есть? Буду над тобой часа через полтора. Не забудь подтвердить получение сброшенного мною выпела». Оказалось, что этот Федя – заместитель начальника Курского аэродрома.

Никашин вылетел. Над Курском он пробил облачность над аэродромом, на малой высоте сбросил выпел,

получил ответ о получении выпела и лёг на обратный курс. Через запланированное время Никашин запросил посадку на аэродроме в Жуковском.

Составили все необходимые документы и доложили Наркому.

Около 8 часов вечера Чкалова вызвал к телефону Нарком Шахурин и сказал, чтобы мы со всеми материалами срочно приехали к нему, т.к. нас вызывает Маленков.

О результатах испытаний доложил председатель комиссии А.В. Чкалов, выступил Лавочкин, после него Никашин. В итоге было принято решение о запуске самолета, которому было дано новое название ЛаГГ-3, в серию.

Постановлением Правительства было определено пять заводов, которые будут серийно выпускать истребители ЛаГГ-3: головным заводом был определен Горьковский авиазавод, небольшие серии должны были выпускать в Ленинграде, Новосибирске, Улан-Уде и Таганроге.

По неопытности С.А. Лавочкин считал, что если есть Постановление Правительства о запуске самолета в серию, то подготовка производства и все трудности освоения нового самолета автоматически лягут на плечи серийных заводов.

Он считал, что Главный конструктор своё дело сделал: создал опытный экземпляр, передал заводу чертежи и теперь он свободен – может заниматься разработкой новой модификации или новым опытным самолетом.

Наше КБ во главе с Лавочкиным переехало в Горький. Запустить наш самолет в серию было совсем не просто. Завод в Горьком выпускал Поликарповский И-16. ЛаГГ-3 – машина деревянная, а производство привыкло к металлическим конструкциям. Каждый ЛаГГ давался заводу с большим трудом. В эти тяжелые дни налаживания серийного производства в течение двух месяцев на заводе находился заместитель Наркома Павел Андреевич Воронин (тогда «замы» проводили много времени на заводах, где запускались новые самолеты). Однако несмотря на все усилия

руководства, самолеты И-16 регулярно продолжали выпускать, а ЛаГГи - почти нет.

И вот как-то утром из цеха выкатывают новенький самолет И-16. К нему подходит Воронин, хватает топор с пожарного стенда и начинает его рубить. Он исколотил весь самолет, затем повернулся к ошеломленным рабочим и крикнул: «Не нужно больше выпускать И-16, понимаете вы, не нужно! Нужны новые самолеты!»

Самолеты ЛаГГ-3 пошли лучше. В конце концов, производство наладилось.

Семён Алексеевич командировал меня в Ленинград для помощи заводу в налаживании производства ЛаГГ-3.

В Ленинграде внедрение самолетов в серию проходило спокойнее.

Нужно сказать, что изменения в конструкции и увеличение массы топлива, которые потребовали от нас, не пошли самолёту на пользу. Кроме того, в условиях серийного производства невозможно было осуществить полировку поверхности. В итоге, хотя самолет ЛаГГ-3 весьма превосходил по своим характеристикам серийный самолет И-16, он уступал ЛаГГ-1. Мы с волнением ждали проверки самолётов в армейских полках, но проверка оказалась куда более жёсткой, чем мы ожидали – немцы вторглись в СССР, началась война.

Уже через месяц-другой стало ясно, что наряду с главным своим ударом на Москву немцы ведут наступление в направлениях на Ростов-на-Дону и на Ленинград.

Не исключалось, что Таганрог может быть оккупирован немцами.

Поэтому Правительство приняло решение эвакуировать Таганрогский завод в Тбилиси и объединить Тбилисский № 31 и Таганрогский заводы в единый № 31.

Приказом Наркома и с согласия ЦК КПСС директором завода был утвержден Сурен Иванович Агаджанов, бывший до этого директором Таганрогского завода, на котором выпускались самолёты ЛаГГ-3.

К началу войны ЛаГГов (как впрочем, и МиГов и ЯКов) было выпущено немало. Всё наше КБ ждало информации с фронтов. Отклики о самолёте были самые разные. Машине не хватало скороподъемности, маневренности, требовалось ещё повысить скорость. Лётчики просили увеличить боекомплект. Недостаточной еще была и культура производства – сказывалась спешка при запуске машины в серию. Но

оказалось, что по живучести в бою наш самолёт просто не имел себе равных. Мы стали работать над модернизацией ЛаГГа. Было ясно, что самолёту требуются серьёзные изменения, но при этом необходимо было сохранить его высокую живучесть.

И вот однажды к нам в Горький приезжает Дементьев вместе с Главным конструктором двигателей Аркадием Дмитриевичем Швецовым. Швецов, Главный конструктор завода в Перми, заканчивал в это время испытания своего нового двигателя АШ-82. Двигатель был мощнее Климовского и имел перспективу увеличения мощности за счёт форсажа.

Дементьев предложил Лавочкину попробовать заменить двигатель Климова на двигатель Швецова.

Это был двигатель воздушного охлаждения, круглого вида в сечении. Он не вписывался в фюзеляж спроектированного под двигатель водяного охлаждения самолёта. Оставался серьёзным вопрос изменения овальной формы фюзеляжа в круглую. Но это означало создание новой технологической оснастки, что неминуемо привело бы к задержкам выпуска самолётов. Надо было искать решение, позволяющее практически сохранить темп изготовления самолётов.

Семён Михайлович Алексеев предложил не менять фюзеляж, а аэродинамическое несоответствие круглого двигателя и овального фюзеляжа исправить легкой, не силовой фальшобшивкой, которая сделает фюзеляж круглым. Таким образом, удастся избежать изменения технологической подготовки производства. Предложение очень понравилось Лавочкину и особенно Дементьеву.

Дементьев распорядился, чтобы один из почти готовых серийных ЛаГГ-3 был передан в опытный цех Лавочкина для переработки его в новую машину.

Наряду со сменой двигателя вносили другие изменения, стараясь учесть все пожелания лётчиков.

Усовершенствований было довольно много. По сути, на базе ЛаГГ-3 получался качественно новый самолёт (впоследствии его назвали Ла-5).

Весной 1942 года состоялись первые полёты новой машины.

Лётчик-испытатель Мищенко был необыкновенно доволен самолётом. Испытания показали, что Ла-5 превосходит основные

немецкие истребители по скорости, обладает прекрасной маневренностью и скороподъемностью.

Всё ОКБ гордилось успехом. А в это время в Новосибирске на авиазаводе шли в производстве Яки.

Там, вопреки Постановлению Правительства, и не думали приступать к изготовлению ЛаГГ-3. Дело в том, что на завод в Новосибирск эвакуировалось ОКБ Яковлева, которое постепенно начало внедрять свою машину, помогая заводу в освоении производства, и Яки пошли сначала штучно, а затем и потоком. Наркомат отнёсся к такому положению хладнокровно: какая, мол, разница, какие истребители идут с завода, важно общее количество. Однако у Яковлева, как говорится, «аппетит пришел во время еды». Он решил,

что незачем армии иметь два основных истребителя: если иметь один вид истребителя и лётчиков обучать легче, и с запчастями проще. Для осуществления своих планов ему нужно было «захватить» для Яков Горьковский авиазавод.

В Наркомате стали раздаваться слухи о переводе КБ Лавочкина в Тбилиси на завод №31. Затем пришел приказ о переводе ОКБ Лавочкина в Тбилиси на завод № 31. О производстве Горьковского серийного завода, на котором в это время шли самолёты ЛаГГ-3, в приказе ничего не было сказано. Лавочкин был крайне расстроен. Он понимал, что вдали от ЦАГИ, ЦИАМ, ВИАМ, КБ разного рода самолетных агрегатов, трудно будет что-либо делать в Тбилиси, и его ОКБ будет обречено на вымирание.

Не менее чем Лавочкин был расстроен и директор завода Гостинцев. Он прекрасно понимал, что вслед за этим приказом придёт приказ о переходе производства с самолетов ЛаГГ-3 на самолеты Як-3, что потребует остановки завода для изготовления новой технологической оснастки. И всё это в то время, когда есть, правда в единственном экземпляре, самолет Ла-5, когда без особого труда можно перейти от производства самолетов ЛаГГ-3 к производству Ла-5 без остановки завода. А самолеты Ла-5 по своим характеристикам значительно превосходят самолеты Як-3.

Директор решил обратиться за помощью в обком партии. Первый секретарь Горьковского обкома партии Михаил Иванович Родионов очень внимательно выслушал Гостинцева и обещал на следующий день приехать на завод.

А тем временем грузился эшелон. Грузилось всё оборудование опытного цеха вместе с парой модификаций самолета ЛаГГ-3, грузилось имущество

КБ, скарб людей, которые этим эшеленом отбывали в Тбилиси.

В Горьком оставался по сути дела только самолет Ла-5, сам Лавочкин, с ним несколько конструкторов: Ишевский, Горошков, ещё пару человек и лётчики – испытатели Ла-5 Рыбаков и Романов для продолжения испытания самолета.

Родионов стал интересоваться у Федорова, как он оценивает самолёт Як-3. Фёдоров хорошо отзывался о самолете, сказал, что этот истребитель лучше «мессеримитта». На вопрос Родионова, летал ли он на Ла-5, Фёдоров ответил, что летал, что этот самолет не хуже Як-3, а кое в чем даже лучше. Фёдорову предложили сделать показательный полёт на Ла-5. Фёдоров взлетел. Он делал пируэты, снижая высоту и взмывая вверх до тех пор, пока самолёт не исчезал из поля зрения. Во время подъема Фёдоров делал фигуры высшего пилотажа. На больших высотах он вдруг срывался в штопор, выходил из него и снова набирал высоту. Зрелище было потрясающее. Через 40 минут полёта Федоров сел и доложил начальству о выполнении задания. Родионов задал Федорову несколько вопросов, распрощался и уехал.

Утром следующего дня эшелон отправился в Тбилиси.

А Родионов, как потом выяснилось, ночью говорил со Сталиным, доложил ему ситуацию. Сталин дал команду: создать комиссию с участием военных по проведению испытаний самолета Ла-5, провести лётные испытания, официально объявить результаты испытаний и данные самолёта Ла-5. Горьковскому заводу продолжить строить самолеты ЛаГГ-3. По окончании испытаний Ла-5 комиссии принять окончательное решение по Горьковскому заводу.

Тем временем мы прибыли в Тбилиси. Эшелон разгрузили. Агаджанов предложил разместить нас в Кутаиси. На следующий день мы поехали в Кутаиси.

Вернулись на завод. Хотели доложить Агаджанову наше впечатление от Кутаиси. Однако Агаджанов сказал, что сегодня ночью получил из Москвы сведения, что эшелон придётся отправлять обратно в Горький, так как Лавочкин остаётся в Горьком. Семён Алексеевич мне рассказал, что создана приказом Наркома комиссия. В результате комиссия дала самое что ни на есть положительное заключение о машине. В день, когда я прилетел в Москву, уже состоялось заседание Госкомобороны,

на котором решили вернуть из Тбилиси в Горький ОКБ Лавочкина, запустить самолет Ла-5 в серию на всех заводах, производящих самолеты ЛаГГ-3, а также запустить машину Ла-5 на Московском заводе № 381, где директором был назначен Журавлев, главным инженером и представителем Лавочкина – Петр Дмитриевич Грушин.

Так родился самолет Ла-5.

На фронте первые машины Ла-5 появились в небе над Сталинградом осенью 1942 года. Первые же бои – настоящий успех. Сразу пошли прекрасные отзывы о машине, масса благодарственных откликов. Через некоторое время немецкие «мессеримитты» различных модификаций перестали вступать в бой с самолетами Ла-5.

Вот это был действительно успех! Правда, от нас стали требовать все больше и больше самолетов Ла-5, а, честно говоря, валовое увеличение производства не шло на пользу качеству. Семён Алексеевич начал очень жёстко контролировать качество продукции. Скоро самолет Ла-5 стал массовой машиной.

Однако Лавочкин понимал: хотя он теперь и не должник перед правительством, так как лётные данные самолета Ла-5 по максимальной скорости лучшие полученных на испытаниях самолета ЛаГГ-1, скороподъемность, несмотря на увеличение массы для повышения дальности, тоже была лучше, чем у ЛаГГ-1, (около 5 минут на 5000 метров), маневренность тоже была лучше. Но ведь и противник не стоял на месте, он улучшал боевые качества своих машин. Конкуренты Лавочкина Яковлев и Микоян также не сидели, сложа руки. Поэтому необходимо было и дальше работать над улучшением боевых качеств самолета Ла-5.

Семён Алексеевич помнил, что, когда ему предложили ставить мотор АШ-2 на самолет ЛаГГ-3, шла речь о перспективе увеличения мощности за счёт форсажа. Лавочкин не упустил случая напомнить это Дементьеву.

Петр Васильевич долго не заставил себя ждать и прибыл в Горький вместе со Швецовым – Главным конструктором двигателя АШ-82.

Дементьев долго уговаривал Швецова снять ограничение на форсажный режим, но Швецов не соглашался. Он боялся поломки двигателя на форсажном режиме работы в воздухе, а также, что при длительном повышении оборотов двигателя масло может засориться металлической пылью, и мотор от перегрева выйдет из строя. Тогда Дементьев предложил выделить два серийных самолёта Ла-5 для следующих доработок: увеличение боекомплекта вдвое, увеличение бензобаков, чтобы обеспечить дальность 1000 км, устранение замечаний, полученных от лётчиков. При этом Швецов снимет ограничение форсажного режима. Эти самолеты в течение месяца должны делать примерно по

три полета в день с обязательным полётом на форсаже не менее 15 минут (это около 200 полётов на форсированном режиме).

Никаких неприятностей ни в одном полёте не было. Все анализы масла были в норме. Швецову деваться было некуда, и он снял ограничения на форсажный режим.

После этого была дана команда, выпускать самолёты с указанными выше доработками. Дементьев в это время собирался под Сталинград. Он приказал Гостинцеву создать эксплуатационную бригаду, которая на месте, под Сталинградом, произведёт доработки самолётов.

В частях под Сталинградом было переоборудовано несколько эскадрилий самолетов Ла-5. Эти переоборудованные машины называли Ла-5ФН. За время боёв под Сталинградом Ла-5ФН показали себя, можно сказать, блестяще. Скорость Ла-5ФН на 50-60 км превышала скорость вражеских истребителей. Наши самолеты

всегда оказывались быстрее на высоте, легко занимали выгодное для атаки положение в воздухе. Лётчики буквально чувствовали себя хозяевами в небе. Все неприятельские лётчики боялись вступать в бой с Ла-5ФН.

Такую же доработку завод №21 организовал весной 1943 года под Курском. Лётчики буквально были счастливы. Они рассказывали мне, что когда их пересадили на самолет Ла-5ФН, они стали понимать, что такое быть хозяином в небе. Это значит: хочу догнать – догоню, хочу подняться на высоту и занять наиболее выгодное положение для боя – могу, хочу с высоты наброситься на «юнкеры», которые строем летят бомбить наши наземные войска – тоже могу. При этом лётчики не забывали, что самолет Ла-5 самая живучая машина из всех наших истребителей.

Машина получилась прекрасная. Этот самолет стал настоящим оружием победы. Я считаю его наиболее удачным нашим самолётом времен войны. Именно на самолете Ла-5ФН знаменитый ас Иван Кожесдуб сбил 45 (из 62-х) самолетов.

Начиная с конца 1942 года, о Лавочкине заговорили. Сперва заговорили лётчики. Приходило множество благодарностей. Затем заговорили и в ВВС; они поняли, что родился новый талантливый конструктор, которому можно доверять серьезные задания. Лавочкина стали приглашать на различные совещания, которые определяли дальнейшие пути развития нашей авиации, стали давать особо серьезные задания, такие, например, как преодоление скорости звука. О Лавочкине заговорила и иностранная печать. Появилась в иностранных журналах и его биография.

Переезд к нам ОКБ в корне изменял всю нашу жизнь: перед нами открывались широкие возможности творчества.

Мы, молодые инженеры, были в восторге. Мы понимали, что кончилась нудная работа по рутинным делам серийного конструкторского отдела. Но была и тревога. Сумеет ли мы, выполнявшие до сих пор не очень творческую работу, справиться с новой? Как отнесутся к нам коренные лавочкинцы? Волновала и легендарная фигура самого Лавочкина.

Семён Алексеевич знакомился с пополнением. Интересовался профессиональным уровнем, материальным положением и жилищными условиями.

Разговор шел спокойно, в приятной манере, чувствовалась человеческая заинтересованность. Явно ощущалось желание Главного иметь не просто подчинённых исполнителей, а единомышленников, увлечённых общим творческим трудом.

Это первое впечатление нашло подтверждение в последующие годы работы рядом с Семёном Алексеевичем,



Семён Алексеевич Лавочкин в 1945 году
(Таким, только в кожаном пиджаке, он запомнился мне)

особенно, когда я был назначен начальником бригады, а затем и отдела.

Для того чтобы люди работали с полной отдачей, надо, в первую очередь, чтобы они ясно представляли

себе цель, к которой должны стремиться, и чёткое представление о своей роли в достижении этой цели.

А для этого они должны быть информированы.

Вот на этом моменте я считаю целесообразным остановиться подробнее.

Когда Семён Алексеевич приезжал с совещания в правительстве, у министра, его заместителя, ВПК или заказчика, он сразу приглашал к себе своих заместителей, начальников отделов (бригад), ведущих конструкторов, директора и главного инженера завода, других заинтересованных сотрудников.

Далее следовала информация о результатах поездки, наиболее интересных моментах обсуждения вопросов.

Я думаю, что учитывая требования секретности, он какую-то часть информации просто не мог донести до нас, но общая ситуация прояснялась, и мы могли работать с открытыми глазами.

Мы доносили полученную информацию своему коллективу, и, таким образом, в пределах допустимого, весь творческий коллектив ОКБ был осознанно нацелен на решение поставленных задач.

Мы с удовольствием шли на работу, зная, что нас ждёт увлекательный и полезный творческий труд.

Этот стиль работы сохранялся ещё многие годы и после смерти Семёна Алексеевича, пока возглавляли ОКБ руководители лавочкинской школы. С приходом руководителей из фирмы Челомея, когда мы стали её филиалом (1960-1965 гг.), стиль руководства резко поменялся на тоталитарный. В последующем наши руководители были приверженцами школы Лавочкина и стремились поддерживать стиль его руководства.

Когда С.А. Лавочкин пришел на завод, он был генерал – майором инженерно-технической службы, Героем Социалистического Труда, Лауреатом Сталинской премии, кавалером многих орденов и медалей Советского Союза, Главным конструктором авиационной промышленности. Его боевые самолёты, обеспечившие превосходство над «Люфтваффе» в воздушном пространстве и во многом определившие победу над фашистской Германией, были известны всему миру.

Ему было всего 45 лет. Нам же, 23 – 25-летним, он казался пожилым человеком.



С.А. Лавочкин со своими заместителями Л.А. Заксом и С.М. Алексеевым (1945 г.)

На заводе появились новые самолёты конструкции С.А. Лавочкина, совершенно необычного вида. Их было 5 экземпляров, и доставлены они были в различной стадии готовности с завода №181. Это были одни из первых советских реактивных самолётов с трофейными турбореактивными двигателями ЮМО-004 (отечественных турбореактивных двигателей еще не было). Этим самолетам был присвоен заводской индекс 150 (рисунок 1).

Надо было готовить самолёты к воздушному параду в Тушино, и нам предстояла работа по устранению выявленных на макетной комиссии и при первых испытаниях недостатков.

Илья Николаевич Фёдоров, «выжимая» из конструкции аэродинамические характеристики, «зажал» кабину летчика настолько, что расположить органы управления системами самолёта более или менее «прилично» на пультах конструктора не смогли – каналы всасывания заняли значительную часть жизненного пространства.

Помню, в один из этих дней Семён Алексеевич подсел к моему столу и попросил выпустить чертежи на пульты кабины пилота с учетом замечаний лётчиков.

– Чертежи нужны послезавтра.

– Но, Семён Алексеевич, за такой срок подготовить комплект чертежей невозможно. Здесь же большой объем плазовых работ. Плаз будут делать минимум неделю.

– Что нужно для выполнения? Люди? Деньги? Не стесняйтесь!

А я стеснялся. Как-то не принято было у нас говорить о деньгах, хотя они и были очень нужны. (А когда и кому они не нужны?)

Выход я нашёл, и через двое суток без сна эскизы были переданы в цеха.

Доложил Семёну Алексеевичу и пошёл спать.

Через несколько часов вернулся на завод. Неожиданно раздался телефонный звонок. Звонил директор завода Эскин и предложил мне зайти в кассу. Это было очень приятно – Главный не забыл отметить выполненную работу.

Самолёты были доработаны, и начались лётные испытания

Испытания шли тяжело. Новая конструкция, новая аэродинамика требовали серьёзной «доводки». Ведь в отличие от Яковлева и Микояна при разработке реактивного истребителя Семён Алексеевич отказался от простой доработки существующей конструкции, а решил создавать принципиально новый самолёт. Мы начали отставать от Микояна и Яковлева. К предстоящему авиационному параду в Тушино мы явно не успевали!

Параллельно с доводкой машины 150 шла разработка новых реактивных истребителей 152, а вслед за ним 154.



Рисунок 1. Первый наш реактивный самолёт – истребитель Ла150

Варьировались двигатели, менялись обводы фюзеляжа, корректировался канал всасывания. На самолёте 154 нам удалось получить лётные характеристики, несколько превосходящие характеристики и Яков, и МиГов.

Наркомат закупил в Англии двигатели «Дервент» и более мощные «НИН».

Нам достался «Дервент».

НАЧАЛАСЬ ЭРА РЕАКТИВНОЙ АВИАЦИИ, но продолжалось совершенствование и самолётов (аэропланов, как любил их по старинке называть Семён Алексеевич) традиционной схемы с поршневыми двигателями. Километр за километром скорости, метр за метром высоты – и все это давалось оттачиванием конструкции, неуклонным повышением уровня технологии, внедрением новых материалов. В этом процессе выковывались кадры квалифицированных конструкторов, технологов и рабочих.

В эти первые послевоенные годы наше ОКБ и опытный завод ежегодно проектировали, изготавливали, отрабатывали и облётывали 2–3 модификации самолётов – истребителей.

Особый интерес в разработках этого периода представляет самолёт ЛА-11 – последний принятый на вооружение истребитель с поршневым двигателем и винтовой тягой, разработанный нашим ОКБ, и вместе с его предшественником ЛА-9 составлявшие костяк истребительной авиации ВВС СССР конца 1940-х – начала 1950-х годов.

Исследования ЦАГИ показали, что дальнейшее увеличение скорости полета при прямом крыле невозможно, и Семён Алексеевич первым из Генеральных конструкторов разрабатывает самолет со стреловидным крылом.

Один из этих самолётов - 174 успешно прошёл заводские и Государственные испытания и был принят на вооружение под индексом ЛА15.

Семён Алексеевич был в постоянном поиске новых технических решений. Он стремился создавать принципиально новые машины, зачастую опережающие своё время: первое в СССР стреловидное крыло (последовательно 35°, 40°, 55°, треугольное в плане).

Мы всё ближе подбирались к звуковым скоростям. И, наконец:

26 декабря 1948г. летчик-испытатель Олег Соколовский на экспериментальном самолете 176 в полете со снижением достиг скорости звука.

Оказалось, что преодоление «звукового барьера» технически достижимо, что лётчики нормально переносят этот режим полёта. Можно было и дальше наращивать скорость.

Безудержный рост скорости самолётов стал препятствием на пути ведения воздушного боя по традиционной схеме. Расчёты показали, что практически невозможно стало вступить в контакт с самолётом противника на дистанции действия

стрелкового оружия. Так что же, отказываться от наращивания скорости, или искать альтернативные решения?

Осенью 50 года ОКБ и заводу №301 поручается создание ракеты для системы противовоздушной обороны Москвы «БЕРКУТ». Переход в совершенно новую для нас отрасль техники прошел сравнительно легко: ведь мы привыкли к постоянному поиску и решению новейших инженерных задач. Ракета была создана в немислимо короткие сроки.

В начале 50-х годов Семён Алексеевич намечает тенденции развития истребительной авиации, и предлагает военным и Правительству создание принципиально новой системы вооружения - комплекса «сверхзвуковой самолёт-носитель вооружённый ракетами класса «воздух-воздух».

С этого началась работа по созданию системы К-15. В короткие сроки был разработан самолёт- носитель 250, а затем 250А («Анаконда» - рисунок 2) и целое семейство ракет класса «воздух-воздух».



Рисунок 2. Самолёт- перехватчик 250А «Анаконда»

В середине пятидесятых годов, когда наша страна уже располагала ядерным оружием, для достижения паритета с Соединёнными Штатами остро стал вопрос о средствах «доставки» на территорию вероятного противника атомных, а затем и водородных бомб.

К этим разработкам были подключены три мощных ОКБ - два авиационных: С.А. Лавочкина и В.М. Мясищева и ракетное С.П. Королёва. Надо было создать аппараты, способные доставить «груз» массой три - три с половиной тонны на расстояние не менее 8000 километров.

Принципиальная возможность создания летательного аппарата – беспилотного самолёта, удовлетворяющего этим требованиям, была подтверждена исследованиями НИИ 88 МОП.

Семён Алексеевич - пошел по пути создания беспилотного самолёта, система управления которого позволяла корректировать траекторию полёта, летящего с огромной скоростью на большой

высоте, и недоступного (по тем временам) средствам противовоздушной обороны противника.

В большой степени выбор Семёна Алексеевича определился его неверием в возможность системы управления баллистической ракеты, работающей только на участке выведения, обеспечить требуемую для решения задачи точность без коррекции траектории полёта. А точность была задана довольно серьёзная: попадание в квадрат 10х10 км на дальности 8000 км.

Немалую роль играли и накопленные фирмой конструкторский, технологический и производственный потенциалы по созданию сверхзвуковых самолётов и высокая авиационная культура. Разработки фирмы в большой степени были на уровне, а во многом опережали достижения авиационных фирм не только СССР, но и других стран. У нас имелся также и опыт создания беспилотных аппаратов (Ла-17, Ла-17Р) и ракет.

Мы приступили к разработке комплекса «Буря» – беспилотному высотному сверхзвуковому самолёту с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, астронавигационной системой управления полётом, стартовыми ускорителями с жидкостно-реактивными двигателями, наземной инфраструктуры. В работе над этим комплексом проявилась в полном объёме возможности созданного Семёном Алексеевичем коллектива.

Ведь параллельно с «Бурей» шла работа по сложнейшей системе «Даль».

Когда частокор ракет В-300 системы С-25 («БЕРКУТ») прикрыл с воздуха Москву, остро встал вопрос о защите других промышленных центров и, в первую очередь, северной столицы Ленинграда. Конечно, окружить все промышленные центры кольцами подобными московским было немыслимо и по экономическим возможностям, и по временному фактору.

В отличие от предложенной КБ-1 мобильной системы Семён Алексеевич решил пойти по пути перехвата и уничтожения потенциального противника на дальних подступах к защищаемым объектам и территориям. Семён Алексеевич выступил с предложением создать многоканальную систему с мощными ракетами, имеющими дальность полета 180-200 км (в перспективе 400 – 450 км).

Генеральный конструктор системы «Беркут» (московского кольца) А.А. Расплетин отнесся к этому предложению без энтузиазма, и Семён Алексеевич принял решение возглавить создание всей системы, не ограничиваясь только ракетным комплексом.

Наше Министерство поддержало это предложение, уж очень почётно было в пику Минрадиопрому стать головным по системе противовоздушной обороны.

«Мозг» системы – управляющий комплекс – несколько опережал нашу достаточно отсталую радио-элементную базу и работал при испытаниях с большими огрехами.

Ведь в свое время кибернетика была объявлена нашими идеологами лженаукой (продажной девкой империализма), и мы начали безнадежно отставать от Запада в этой, как оказалось, самой динамичной отрасли, в корне изменившей даже основы человеческой цивилизации. При создании «Дали» мы ощутили это отставание полной мерой.

Поэтому испытания комплекса шли с существенными срывами.

Хрущёв потребовал, чтобы Генеральный конструктор лично руководил испытаниями, и Семен Алексеевич, несмотря на недомогание, вынужден был вылететь на полигон. Испытания системы в упрощённом виде прошли успешно, но это был последний день жизни нашего Генерального. В ночь с 9 на 10 июня, не дожив до 60 лет, Семен Алексеевич умер.

Рассказывая об этом выдающемся человеке, не могу не остановиться хотя бы вкратце на его чисто человеческих качествах.

Вновь отдаю слово Леониду Заксу.

Первое, о чём хочется сказать – это о его демократизме.

Попасть к нему на приём было очень просто. Надо было подойти к секретарю, сообщить вопрос, по которому ты идёшь к Лавочкину, и если Семён Алексеевич был свободен, то принимал посетителя немедленно, независимо от его должности. Во время приёма Семён Алексеевич был очень внимателен к посетителю, расспрашивал его во всех подробностях о сути проблемы. Если возникала необходимость, вызывал руководителя подразделения, из которого был посетитель.

Вопросы материальной помощи, повышения зарплаты, перевода в другое подразделение по обоснованным причинам, как правило, решались на месте.

На очень демократичной основе проходили совещания Главных конструкторов.

Дело в том, что Семён Алексеевич не вёл совещание, а это была беседа Главных конструкторов. И

если, например, обсуждался вопрос, связанный с работой двигателя, то главным на совещании был Исаев Алексей Михайлович. Он практически вёл совещание: докладывал,

отвечал на вопросы, за ним оставалось решение, которое в результате дискуссии было принято на совещании.

Примером демократичности Семёна Алексеевича может служить такой случай.

В ОКБ около группы общих видов была комната, где стоял очень большой стол. Утром, по обыкновению, Семён Алексеевич, приходя на работу, раздевался в своём кабинете и шёл в эту комнату.

Фёдоров раскладывал на столе очередную компоновку, а вокруг стола собирались Черняков, Хейфиц, Фёдоров, начальники конструкторских подразделений, ведущие конструкторы. Сюда могли приходить и конструктора, желающие принять участие в обсуждении.

В тот день, о котором я хочу рассказать, к столу подошёл молодой специалист, работающий у Федорова. Как обычно, начался спор, где и что надо располагать. Семён Алексеевич предложил какой-то вариант. И вдруг этот молодой специалист говорит: «Ну, это Вы чепуху предлагаете!» Спор продолжился дальше.

Я, случайно оказавшись свидетелем, отвёл молодого человека в сторону и говорю ему: «Как же Вы, молодой человек, Лавочкину в таких выражениях возражаете?» Парень смутился, и когда закончилось обсуждение, подошёл к Семёну Алексеевичу и стал извиняться за своё нетактичное поведение. На что Лавочкин ему ответил: «Так мы же спорили. Ничего страшного, я не обижаюсь. Продолжайте быть активным. В спорах нет недостатков, в спорах рождается истина!»

Семён Алексеевич был, безусловно, интеллигентным и разносторонним человеком. Обладая большим профессионализмом в вопросах аэродинамики, изучая смежные науки, он много читал, интересовался последними новинками литературы. Особую любовь он испытывал к театру. Вместе с женой, Розой Герцевной, они не пропускали ни одной премьеры, лично были знакомы с Москвиным, Качаловым, Лужским.

В общении С.А. Лавочкин был удивительно деликатен и никогда ни на кого не повышал голоса. Своё самое большое неудовольствие он выражал словами: «Я Вас ругаю!».

Нельзя не рассказать ещё об одном качестве Семёна Алексеевича. Я уже упоминал, что он очень любил театр, многих артистов знал лично. Сам он был незаурядным рассказчиком. Он не только воспроизводил суть происходящего, но и передавал при этом выражение лица человека, о котором шла речь. Мимикой, интонацией, запомнившимися характерными репликами он талантливо воспроизводил атмосферу совещаний и его участников. И у нас, слушателей, складывалось полное

впечатление, что мы были участниками этих мероприятий. А поскольку Семён Алексеевич придерживался правила - после каждого совещания в правительстве или встречи с крупными учёными собирать своих ближайших помощников и рассказывать им что было на этих совещаниях, то мы невольно как бы тоже становились участниками этих встреч.

Несколько слов хочется сказать об отношениях между С.А. Лавочкиным и службами Госбезопасности. Он был откровенен, принципиален, смело высказывал своё мнение, что в те времена было не так-то просто.

В молодости Семён Алексеевич работал в «шарашке» на заводе №39. Он был вольнонаёмным начальником группы крыла и работал под руководством репрессированного Главного Конструктора Григоровича.

В группе у Семёна Алексеевича работал тоже вольнонаёмный молодой конструктор Гриша Кутепов, который очень уважал Лавочкина. И Семён Алексеевич симпатизировал Кутепову, видя в нём старательного конструктора. Позже пути их разошлись. Лавочкин стал Главным конструктором, а Григорий Яковлевич Кутепов, став полковником КГБ, руководил «шарашкой», в которой работали заключённые инженеры во главе с репрессированным А.Н.Туполевым.

В 50-е годы наш завод занимался ракетами для системы ПВО, разрабатываемой в КБ-1.

Главным Конструктором КБ-1 был Сергей Лаврентьевич Берия, директором был Елян, а его заместителем полковник КГБ Г.Я. Кутепов.

У нас очень трудно шли испытания ракет, нас без конца преследовали неудачи. Было подозрение, что причина неудачных испытаний заключена в работе автопилота, разрабатываемого интернированными немцами в КБ-1.

С.А. Лавочкин проводит совещание, на котором обсуждаются причины этих неудач. На совещании присутствует Кутепов. В середине этого совещания Кутепов обращается к Лавочкину: «Вот мы сидим уже два часа, разговор идёт вообще, а ты для меня ни одной фамилии виноватого в неудачах не назвал».

Лавочкин помедлил, а затем ответил ему:

«Григорий Яковлевич, для тебя у меня есть всегда одна фамилия - **Лавочкин**, других фамилий для тебя не будет. Если тебе скучно - уходи, но

советую тебе остаться и послушать, что говорят умные люди. Набирайся ума!».

В те времена так ответить полковнику КГБ не всякий решился бы.

Ещё эпизод.

У Лаврентия Павловича Берия, который среди прочих курировал разработку «БЕРКУТА», проводилось совещание. При изготовлении этих ракет было много дефектов. План не выполнялся, сроки срывались.

Л.П. Берия задаёт вопрос: «Может, это провокация? Может, не хотят делать ракеты? Кто там директор? Может, надо наказать?»

Лавочкин тут же ответил: «Только вместе со мной. Директор Эскин очень энергичный и профессиональный человек. Задержка выполнения плана происходит по вполне объективным причинам. Нам надо ещё немного времени на устранение дефектов и ракеты будут готовы к испытаниям».

Так почему же Лавочкин так смело и независимо себя вёл?

Мне кажется, что это объясняется тем, что Семён Алексеевич никогда ничего не скрывал от сотрудников КГБ, курировавших нашу работу. Ведь во время испытаний всегда было много неисправностей, дефектов. И Семён Алексеевич сразу же сообщал об этом в соответствующие инстанции, сам просил их помочь и принять участие в анализе результатов испытаний. И это вызывало ответную реакцию. Ему доверяли.

Ни один человек из нашего коллектива не был репрессирован.

Семён Алексеевич был глубоко убеждён, что успех в работе определяется соответствием профессиональных и деловых качеств человека и занимаемой им должностью.

С одной стороны, он был очень требователен к профессионализму руководителей, а с другой стороны, он считал абсолютно неправильным, когда талантливым учёным, научным руководителям вменялись ещё и чиновничьи обязанности.

Как вопиющий пример непрофессионализма, он с возмущением рассказывал о директоре Тбилисского авиационного завода Саладзе, который не мог отличить трубку Пито, стоящую на крыльях самолёта и измеряющую его скорость, от пулемёта.

Прошло больше пятидесяти лет со дня смерти Семёна Алексеевича, практически не осталось людей, лично знавших его и работавших под его непосредственным руководством. С восторгом вспоминаю счастливые годы общения с этим выдающимся человеком. Этот восторг я пронесу до конца жизни.

Задаюсь вопросом. Почему люди такого масштаба так рано уходят? Почему чиновники высокого ранга так небрежно относятся к этому золотому ресурсу страны?

Ведь сколько выдающихся проектов он мог бы реализовать, продлись его жизнь хотя бы на 10-15 лет!

УДК 629.78:621.43.019.8:536-35

ДАВЛЕНИЕ ДЕТОНАЦИИ ЗАРЯДОВ ВВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В СИСТЕМАХ РАЗДЕЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.А. Котомин

профессор, доктор технических наук Санкт-Петербургского государственного технологического института (технического университета), e-mail: kotomin@mail.ru

Н.П. Широкова

научный сотрудник Санкт-Петербургского государственного технологического института (технического университета)

С.А. Душенков

доктор технических наук, заместитель главного конструктора ФГУП «СКТБ «Технолог»

Е.Н. Брешиев

аспирант, инженер-конструктор ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

В.В. Ефанов

профессор, доктор технических наук, заместитель руководителя ОКБ по науке ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

В.В. Горовцов

начальник отдела ФГУП “НПО им. С.А. Лавочкина”

В статье представлены результаты экспериментальных исследований показателей политропы продуктов взрыва и давления детонации взрывчатых композиций с органическими и неорганическими инертными компонентами, в том числе эластичных ВВ, которые используются в системах разделения космических аппаратов. Разработана методика расчета давления детонации и показателей политропы продуктов взрыва зарядов, изготовленных из указанных композиций.

Ключевые слова: давление детонации; показатель политропы; продукты взрыва; взрывчатые композиции; системы разделения.

PRESSURE OF EXPLOSIVE CHARGE DETONATION, USED IN SPACECRAFT SEPARATION SYSTEMS. A.A. Kotomin, N.P. Shirokova, S.A. Dushenok, E.N. Breshev, V.V. Efanov, V.V. Gorovtsov

The article presents the output of experimental investigations on explosion product polytropic coefficients and detonation pressure of explosive compositions containing organic and inorganic inert components, including elastic explosive, used in spacecraft separation systems. A methodology was elaborated for calculation of detonation pressure and polytropic coefficients of explosive charge, made of stated compositions.

Key words: detonation pressure; polytropic coefficient; explosion product; explosive compositions; separation systems.

Введение

Успешным решением проблемы снижения динамического воздействия на летательный аппарат при срабатывании импульсных систем разделения является использование эластичных взрывчатых веществ (ЭВВ). Они позволяют изготавливать монолитные “миниатюрные” заряды сложной конфигурации, работающие с высокой надежностью и точностью, совершенствовать системы детонационной автоматики, создавать принципиально новые конструкции исполнительных и передаточных устройств, существенно уменьшать массу и размеры элементов и узлов и, как следствие, снижать уровень их динамического воздействия на аппараты [1]. В последние 30 лет творческим коллективом сотрудников НПО им. С.А. Лавочкина, Санкт-Петербургского государственного технологического института и СКТБ “Технолог” на основе ЭВВ созданы высокоэффективные неразрушаемые безосколочные устройства и системы детонационной автоматики нового поколения для космических аппаратов.

При проектировании таких устройств необходимо уметь рассчитывать внутрибаллистические характеристики зарядов ЭВВ, в том числе параметры их детонации, к которым, в частности, относятся детонационное давление и показатель политропы продуктов взрыва. Знание точных значений показателя политропы важно для расчета изменения давления

продуктов взрыва при малых степенях их расширения в процессе функционирования устройств разделения.

Повышенный интерес к ЭВВ обусловлен их уникальными структурно-механическими свойствами, с возможностью изготовления из них зарядов любой формы (листы, пленки, ленты, диски, профилированные шнуры, трубки, шары, компактные изделия сложной конфигурации) с требуемыми физико-механическими характеристиками и стабильными параметрами детонации. Это позволяет совершенствовать имеющиеся и создавать принципиально новые импульсные устройства и технологии.

ЭВВ представляют собой сложные высоконаполненные полидисперсные системы на основе кристаллических бризантных веществ и полимерных связующих различных классов, содержащие также пластификаторы, структурообразователи, армирующие и вулканизирующие добавки, сенсibilизаторы, антиоксиданты, пламегасители, красители, ПАВ и другие компоненты. Таким образом, ЭВВ содержат кроме взрывчатого вещества ряд невзрывчатых (инертных) компонентов (добавок), которые можно разделить на две основные группы: органические и неорганические (металлы, оксиды, соли), обладающие большей и меньшей ударной сжимаемостью в детонационной волне, соответственно.

Большой объем экспериментальных исследований и анализ литературных данных ранее показали, что зависимость эффективного показателя политропы

взрывчатых композиций (ВК) от массовой доли инертной добавки (~ до 50%) является линейной [2]

$$n_{BK} = n_{BB} + k\beta, \quad (1)$$

где n_{BK} - показатель политропы ВК;

n_{BB} - показатель политропы ВВ (основы ВК);

β - массовая доля инертной добавки.

Коэффициент пропорциональности (k) слабо зависит от плотности и дисперсности добавок, и его значение было принято усредненным и постоянным, равным 2,85 [2; 3].

Для практических расчетов при высокой относительной плотности ВК ($\rho_0/\rho_{max} > 0,9$) значение n_{BB} для ВВ можно принять равным 2,75. При $\rho_0/\rho_{max} < 0,9$ показатель n_{BB} вычисляется по формуле

$$n_{BB} = 2,75 - 0,4(\rho_{MK} - \rho_0), \quad (2)$$

где ρ_{MK} - максимальная плотность зарядов ВК.

ρ_0 - реальная плотность зарядов ВК.

Параметры идеальной детонации индивидуальных ВВ или взрывчатых композиций в точке Жуге рассчитываются с учетом вычисленных значений показателей политропы n_{BB} или n_{BK} по известным формулам

$$P_J = 10 \frac{\rho_0 D^2}{n+1}, \quad (3)$$

$$U_J = \frac{D}{n+1}, \quad (4)$$

$$\rho_J = \frac{n+1}{n} \rho_0, \quad (5)$$

$$C_J = D - U_J, \quad (6)$$

где P_J - детонационное давление, кбар;

U_J - скорость продуктов взрыва, км/с;

ρ_J - плотность продуктов взрыва, г/см³;

C_J - скорость звука в продуктах взрыва, км/с;

ρ_0 - плотность заряда, г/см³;

D - скорость детонации при плотности ρ_0 , км/с.

Точка Жуге (плоскость Чепмена-Жуге) соответствует совпадению адиабаты продуктов детонации с их изэнтропой, при котором ударный фронт перемещается относительно продуктов детонации со скоростью звука в них.

Для более точного расчета показателей политропы продуктов взрыва и, соответственно, давления детонации взрывчатых композиций, включая ЭВВ, необходимо уточнить значения коэффициента k формулы (1) для органических и неорганических групп добавок. С этой

целью нами были проведены комплексные экспериментальные исследования.

Индивидуальные ВВ

Ниже приведены два более точных метода расчета давления детонации P_J и показателя политропы n_{BB} для индивидуальных ВВ.

Метод ИХФ РАН [4].

Для взрывчатого вещества общей формулы $C_aH_bO_cN_d$ в качестве определяющих факторов используются:

фактор горючего $A = (0,135a^2 + 0,185b^2) / (a + b)$, (7)

фактор кислорода

$$B = [1,05 - 0,63c / (c + d)]c^2 / (c + d), \quad (8)$$

фактор азота

$$C = [1,375 - 0,9d / (c + d)]d^2 / (c + d). \quad (9)$$

Далее определяются

$$K_{BB} = \frac{A + B + C}{12a + b + 16c + 14d}, \quad (10)$$

$$\alpha = \frac{A}{2a + b/2}, \quad (11)$$

$$n_{\text{эф}} = K_{BB} \rho_{\text{max}}^{0,5}, \quad (12)$$

$$Q_{\text{взр}} = Q_{\text{взр max}} \{1 - (0,528 - 0,165\rho_0)X^{5,73-2,28\rho_0} [1 - (\frac{b}{a+b})^{(1,4-\alpha)^3}]\}, \quad (13)$$

$$\varphi = n_{\text{эф}} Q_{\text{взр}}^{0,5}, \quad (14)$$

$$D = 4,2 + 2,0\varphi\rho_0, \quad (15)$$

$$P_J = 40 + 75\varphi\rho_0^2, \quad (16)$$

где ρ_{max} - максимальная плотность ВВ, г/см³;

α - кислородный коэффициент ВВ;

$Q_{\text{взр max}}$ - максимальная теплота взрыва ВВ, ккал/кг;

$Q_{\text{взр}}$ - реальная теплота взрыва ВВ, ккал/кг.

Метод СПбГТИ(ТУ) [5].

В общем виде показатель политропы продуктов взрыва n_{BB} должен зависеть от сжимаемости продуктов взрыва в зоне химической реакции детонационной волны и в первую очередь - от состава продуктов взрыва до точки Жуге.

Так как состав продуктов взрыва в основном определяется составом ВВ, то для практических расчетов n_{BB} можно связать корреляционной зависимостью с элементарным составом ВВ.

Для взрывчатого вещества общей формулы $C_aH_bO_cN_dF_f$

$$n_{1,5} = \frac{3,5a + k_2b + 4,8c + 3,6d + 5,9e + 10,3f}{0,1M_{BB}}, \quad (17)$$

(при содержании $H \leq 5,8\%$ $k_2 = -0,5$; при содержании $H > 5,8\%$ $k_2 = +0,5$).

$$n_{BB} = n_{1,5} + 0,4(\rho_0 - 1,5), \quad (18)$$

где $n_{1,5}$ - показатель политропы при плотности ВВ $\rho_0 = 1,5 \text{ г/см}^3$;

n_{BB} - показатель политропы ВВ при заданной плотности ρ_0 .

Показатель политропы смеси ВВ рассчитывается по брутто-формуле смеси. Приведение показателя политропы продуктов взрыва различных ВВ к одной плотности заряда ($\rho_0 = 1,50 \text{ г/см}^3$) выявляет его зависимость от состава ВВ (17). С понижением плотности ВВ показатель политропы несколько уменьшается (18).

Опытные значения показателя политропы для ВВ различного химического состава и плотности, определенные методами преград, откола, аквариума и электроннооптическим, колеблются от 2,4 до 3,0. В таблице 1 сопоставлены рассчитанные по формулам (17), (18) и опытные значения показателя политропы и давления детонации продуктов взрыва для некоторых ВВ. Погрешность расчета n_{BB} (из 20 ВВ) не превышает 0,1.

Взрывчатые композиции

В данной работе исследовались давление детонации и показатель политропы продуктов взрыва взрывчатых композиций с различными органическими и неорганическими инертными добавками. Измерения давления детонации проводились совместно с кандидатом технических

наук Б.В. Румянцевым методом аквариума. Диаметр зарядов составлял 54 мм, масса заряда ВК - 200 г.

В таблице 2 приведены индекс и состав взрывчатых композиций на основе гексогена, а также плотность и дисперсность использованных инертных *органических* добавок.

В таблице 3, аналогичной таблице 2, приведены состав взрывчатых композиций и характеристики инертных *неорганических* добавок: металлов, оксидов, солей.

В таблице 4 приведены экспериментальные характеристики взрывчатых композиций, указанных в таблицах 2, 3. Определены плотность зарядов, скорость и давление детонации ВК. Испытан был также и чистый гексоген. Из полученных экспериментальных данных рассчитаны эффективные показатели политропы продуктов взрыва ВК.

На основании полученных результатов построена зависимость показателя политропы продуктов взрыва ВК от содержания инертных *органических* (рисунок 1) и *неорганических* (рисунок 2) добавок.

Как видно из рисунков 1, 2, полученная зависимость является линейной и аппроксимируется следующими уравнениями:

$$n_{BK} = n_{BB} + 2,7\beta, \quad (19)$$

$$n_{BK} = n_{BB} + 3,1\gamma, \quad (20)$$

где β - массовая доля инертной *органической* добавки;

γ - массовая доля инертной *неорганической* добавки.

Для уравнения (19) коэффициент корреляции (r) составил 0,998, среднеквадратическое отклонение (s) - 0,022; для уравнения (20) коэффициент корреляции (r) составил 0,996, среднеквадратическое отклонение (s) - 0,030.

Таблица 1 - Опытные и расчетные значения показателей политропы и давления детонации продуктов взрыва ряда индивидуальных взрывчатых веществ

ВВ	Плотность ВВ, г/см ³	Показатель политропы		Давление детонации, кбар	
		Опыт	Расчет	Опыт	Расчет
Нитрометан	1,14	2,40	2,35	136	138
Гексоген	1,80	2,70	2,73	368	365
	1,50	2,60	2,61	246	245
Октоген	1,87	2,70	2,75	409	404
Нитроглицерин	1,60	2,71	2,77	253	249
ДИНА	1,67	2,73	2,68	279	283
1,8-Дифтор-1,1,3,6,8,8-гексанитро-3,6-диаза-октан	1,82	2,77	2,85	349	342
Тротил	1,60	2,80	2,75	205	207
ТЭН	1,77	2,80	2,82	321	319
Тетрил	1,70	2,85	2,81	252	255

Таблица 2 - Взрывчатые композиции на основе гексогена, содержащие различные инертные органические добавки

Индекс взрывчатой композиции	Содержание гексогена, % мас.	Инертная добавка	Содержание добавки, % мас.	Плотность добавки, г/см ³	Дисперсность добавки, мкм
ВК-1	0,850	меламин	0,150	1,573	100
ВК-2	0,750	меламин	0,250	1,573	100
ВК-3	0,650	меламин	0,350	1,573	100
ВК-4	0,550	меламин	0,450	1,573	100
ВК-5	0,450	меламин	0,550	1,573	100
ВК-6	0,683	α-нафтол	0,317	1,224	100
ВК-7	0,655	аминогуанидин солянокислый	0,345	1,450	100
ВК-8	0,666	м-фенилендиамин	0,334	1,350	100
ВК-9	0,644	гуанидинкарбонат	0,356	1,520	100
ВК-10	0,635	гликоколь	0,365	1,600	100
ВК-11	0,950	связующее*	0,050	0,970	-
ВК-12	0,870	связующее*	0,130	0,970	-

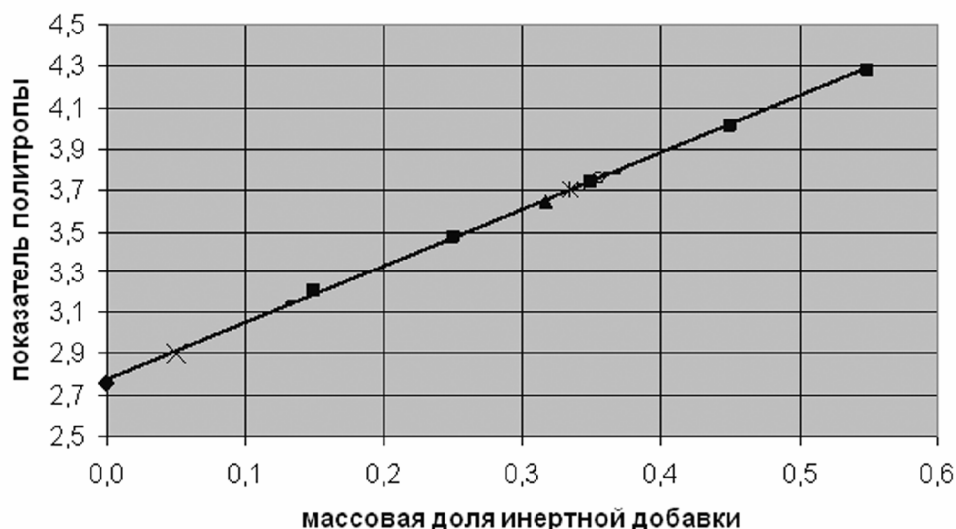
* Полимерное связующее - смесь силоксанового и бутадиеннитрильного каучуков 1:1.

Таблица 3 - Взрывчатые композиции на основе гексогена, содержащие различные инертные неорганические добавки (металлы, оксиды, соли)

Индекс взрывчатой композиции	Содержание гексогена, % мас.	Инертная добавка	Содержание добавки, % мас.	Плотность добавки, г/см ³	Дисперсность добавки, мкм
ВК-13	0,855	алюминий	0,145	2,700	40
ВК-14	0,665	алюминий	0,335	2,700	10
ВК-15	0,485	алюминий	0,515	2,700	40
ВК-16	0,650	магний	0,350	1,741	1,8
ВК-17	0,653	титан	0,347	4,510	100
ВК-18	0,653	титан	0,347	4,510	9,5
ВК-19	0,653	хлорид натрия	0,347	2,150	50
ВК-20	0,650	бор аморфный	0,350	2,340	5
ВК-21	0,550	железо	0,450	7,870	9,5
ВК-22	0,549	цирконий	0,451	6,440	10
ВК-23	0,550	оксид меди	0,450	6,400	10

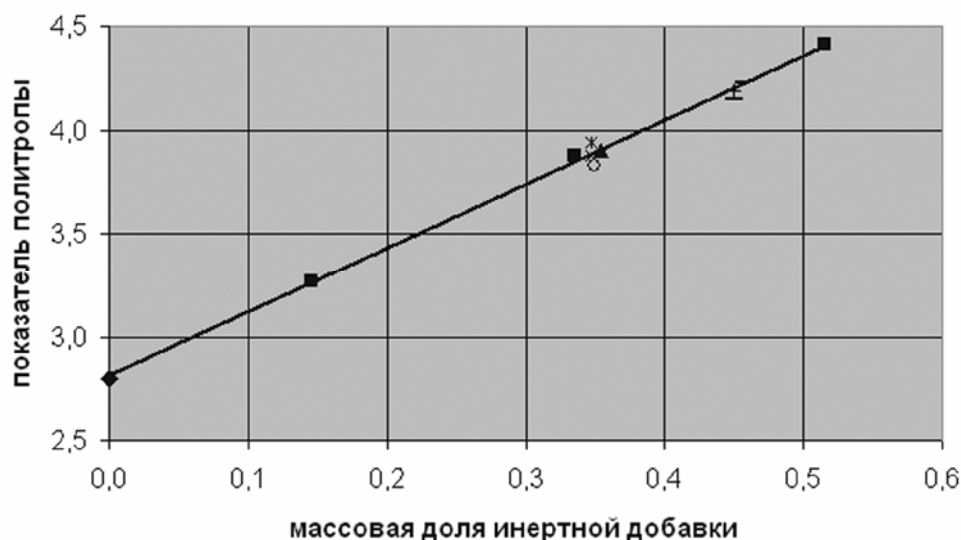
Таблица 4 - Экспериментальные характеристики исследованных взрывчатых композиций, содержащих различные инертные добавки

Индекс взрывчатой композиции	Плотность заряда ВК, г/см ³	Пористость заряда ВК, %	Скорость детонации и ВК, м/с	Давление детонации ВК, кбар	Показатель политропы продуктов взрыва ВК
Гексоген	1,680	7,5	8290	308	2,75
ВК-1	1,647	4,1	7930	247	3,20
ВК-2	1,626	3,9	7700	216	3,47
ВК-3	1,608	3,5	7480	190	3,74
ВК-4	1,585	3,7	7240	166	4,01
ВК-5	1,563	3,5	7020	146	4,28
ВК-6	1,530	1,3	7260	173	3,65
ВК-7	1,575	3,0	7290	177	3,73
ВК-8	1,549	2,8	7080	165	3,70
ВК-9	1,465	11,0	7260	162	3,76
ВК-10	1,600	4,2	7740	201	3,78
ВК-11	1,570	9,2	7890	251	2,90
ВК-12	1,630	2,4	8000	251	3,15
ВК-13	1,670	7,7	7690	231	3,27
ВК-14	1,864	3,6	7740	229	3,88
ВК-15	1,858	13,5	7110	174	4,41
ВК-16	1,603	6,9	7500	184	3,90
ВК-17	1,995	5,1	7150	209	3,88
ВК-18	1,887	10,3	6950	187	3,88
ВК-19	1,736	4,7	7340	189	3,94
ВК-20	1,524	18,2	6350	127	3,83
ВК-21	2,310	2,5	7060	224	4,15
ВК-22	2,176	9,4	6370	169	4,23
ВК-23	2,253	2,4	6720	196	4,19



♦ - чистый гексоген; ■ - меламин; ▲ - α-нафтол; + - аминогуанидин солянокислый;
* - м-фенилендиамин; ▢ - гуанидинкарбонат; -- гликоль; × - связующее.

Рисунок 1. Зависимость показателя политропы продуктов взрыва взрывчатых композиций на основе гексогена от содержания инертных органических добавок



♦ - чистый гексоген; ■ - Al; ▲ - Mg; + - CuO; * - NaCl; ▢ - B; -- Zr; — - Fe; × - Ti.

Рисунок 2. Зависимость показателя политропы продуктов взрыва взрывчатых композиций на основе гексогена от содержания инертных неорганических добавок

Таким образом, коэффициент пропорциональности (k) уравнения (1) для ВК с инертными *органическими* добавками составляет 2,7, а для ВК с инертными *неорганическими* добавками - 3,1.

Для взрывчатых композиций, содержащих смесь инертных органических и неорганических добавок, показатель политропы продуктов взрыва рассчитывается аддитивно по следующему уравнению

$$n_{BK} = n_{BR} + 2,7\beta + 3,1\gamma, \quad (21)$$

Корректность полученных уравнений была проверена нами на известных взрывчатых композициях различного вида. В таблице 5 приведены опытные и рассчитанные по уравнениям (3), (19) давления детонации взрывчатых композиций, содержащих инертные *органические* добавки.

Таблица 5 - Опытные и расчетные давления детонации известных взрывчатых композиций с инертными органическими добавками

Состав ВК, % мас.	Плот- ность ВК, г/см ³	Скорость детонации ВК (опыт), м/с	Давление детонации, кбар	
			опыт	расчет
Гексоген/воск 95/5	1,640	8380	297	300
Гексоген/воск 91/9	1,631	8370	287	290
Октоген/парафин 95/5	1,783	8730	335	354
Октоген/воск 91/9	1,710	8680	318	327
Гексоген/ацетон 75,5/24,5	1,350	6920	153	148
Октоген/полисилоксан 92,5/7,5	1,750	8350	310	313
Октоген/estane 95,5/4,5	1,820	8830	370	371
Октоген/estane 93,4/6,6	1,800	8670	334	349
Октоген/estane 86,4/13,6	1,738	8360	307	299
Октоген/viton-A 95/5	1,860	8820	375	377
Октоген/viton-A 85/15	1,852	8430	348	321
Тринитротриаминобензол/kel-F 92,5/7,5	1,908	7630	300	285
Гексоген/kel-F 90/10	1,780	8370	328	314
Октоген/диаминотринитробензол/estane 85,6/9,2/5,2	1,798	8575	343	345
Октоген/нитрогуанидин/estane 29,7/64,9/5,4	1,712	8380	301	310
Октоген/нитрогуанидин/kel-F 65,7/26,4/7,9	1,815	8625	346	345
Октоген/нитроцеллюлоза/трис-β-хлорэтилфосфат 94/3/3	1,844	8800	375	378
Гексоген/полисилоксан/трибромфенол 54,4/5/40,6	1,897	6750	176	175
Гексоген/полиизобутилен/диоктилсебагинат 91/2,1/6,9	1,615	7970	257	260
Гексоген/связующее-1/диоктиладипинат 91/8,5/0,5	1,640	8330	295	289
Октоген/связующее-2/диоктиладипинат 92/2/6	1,760	8630	334	335
Примечания 1 Estane - полиэфир-уретан адипиновой кислоты и бутандиола. 2 Viton-A - сополимер гексафторпропилена с винилиденфторидом. 3 Kel-F - сополимер трифторхлорэтилена с винилиденфторидом. 4 Связующее-1 - сополимер полиэтилена с винилацетатом. 5 Связующее-2 - сополимер этилакрилата с бутилакрилатом.				

В таблице 6 приведены опытные и рассчитанные по уравнениям (3), (20) давления детонации взрывчатых композиций, содержащих инертные неорганические добавки. В таблице 7 приведены опытные и рассчитанные по уравнениям (3), (21) давления детонации взрывчатых композиций, содержащих смеси инертных органических и неорганических добавок.

Как видно из этих таблиц, наблюдается хорошая сходимость экспериментальных и расчетных величин, что подтверждает достоверность полученных уравнений (19), (20), (21).

Результаты проведенных исследований позволили более точно рассчитать параметры детонации взрывчатых составов, применяемых в системах разделения космических аппаратов (таблица 8).

Таблица 6 - Опытные и расчетные давления детонации известных взрывчатых композиций с инертными неорганическими добавками

Состав ВК, % мас.	Плот- ность ВК, г/см ³	Скорость детонации ВК (опыт), м/с	Давление детонации, кбар	
			опыт	расчет
Тротил/алюминий (270 мк) 85/15	1,690	6840	200	185
Тротил/алюминий (270 мк) 85/15	1,490	6270	137	137
Тротил/алюминий (80 мк) 85/15	1,490	6200	134	134
Тротил/алюминий (130 мк) 80/20	1,700	6580	180	167
ТЭН/алюминий (130 мк) 80/20	1,800	7600	240	235
Гексоген/алюминий (15 мк) 80/20	1,760	7900	260	254
ТЭН/магний (100 мк) 80/20	1,660	7710	225	223
Тротил/вольфрам (0,4 мк) 85/15	1,840	6720	196	195
Тротил/вольфрам (0,4 мк) 85/15	1,490	5680	113	113
Тротил/оксид кремния (270 мк) 85/15	1,690	6640	183	175
Тротил/оксид кремния (270 мк) 85/15	1,490	6270	143	137
Тротил/оксид кремния (5 мк) 85/15	1,690	6450	173	165
Гексоген/хлорид натрия (300 мк) 80/20	1,300	6250	128	118
Тротил/хлорид натрия (300 мк) 80/20	1,360	5600	102	97
Тротил/хлорид натрия (300 мк) 60/40	1,360	4880	66	64
Тротил/хлорид натрия (300 мк) 50/50	1,360	4300	50	47

Таблица 7 - Опытные и расчетные давления детонации известных взрывчатых композиций, содержащих смеси инертных органических и неорганических добавок

Состав ВК, % мас.	Плот- ность ВК, г/см ³	Скорость детонации ВК (опыт), м/с	Давление детонации, кбар	
			опыт	расчет
ТЭН/полисилоксан/алюминий (15 мк) 65/5/30	1,853	7530	221	216
ТЭН/полисилоксан/алюминий (15 мк) 37,6/12,7/49,7	1,890	6700	145	149
Тротил/полисилоксан/алюминий (15 мк) 65/5/30	1,729	6500	149	150
Гексоген/иодид аммония/вода 59/26/15	1,730	7070	185	176
Гексоген/иодид аммония/вода 64/19/17	1,610	7100	174	171

Таблица 8 - Параметры детонации взрывчатых составов, применяемых в системах разделения космических аппаратов

Состав, назначение	ρ_0	D	ρ_J	P_J	U_J	C_J	$n_{\text{эк}}$
ЭВВ для детонационных замков, болтов, ножей, чек	1,62	7300	2,10	198	1670	5630	3,36
ЭВВ для трансляторов детонации неразрушаемых - транеров	1,80	8000	2,33	264	1830	6170	3,37
Пресскомпозиция для колпачков-усилителей транеров	1,00	5450	1,37	80	1460	3990	2,73
	1,60	7700	2,14	239	1940	5760	2,97
ЭВВ для трансляторов детонации трубчатых	1,55	7300	2,02	193	1700	5600	3,29
Заряды из флегматизированного гексогена	1,70	8300	2,30	304	2160	6140	2,85
Заряды из флегматизированного октогена	1,80	8700	2,45	359	2300	6400	2,79
Примечания 1 ρ_0 - плотность заряда, г/см ³ . 2 D - скорость детонации, м/с. 3 ρ_J - плотность продуктов взрыва, г/см ³ . 4 P_J - давление детонации, кбар. 5 U_J - массовая скорость продуктов взрыва, м/с. 6 C_J - скорость звука в продуктах взрыва, м/с. 7 $n_{\text{эк}}$ - показатель политропы продуктов взрыва взрывчатой композиции.							

Заключение

Проведены экспериментальные исследования показателей политропы продуктов взрыва и давления детонации взрывчатых композиций с органическими и неорганическими инертными компонентами, в том числе эластичных ВВ. Разработана методика расчета давления детонации и показателей политропы продуктов взрыва зарядов, изготовленных из указанных композиций.

Результаты проведенных исследований позволяют более точно рассчитывать параметры детонации взрывчатых составов, применяемых в системах разделения космических аппаратов в настоящее время, а также перспективных взрывчатых материалов.

Список литературы

- 1 Новое поколение систем пироматериалов космических аппаратов на основе высокоэнергетических эластичных материалов/ А.А. Котомин [и др.] // Памяти Бориса Вениаминовича Гидаспова. Научные чтения: сб. статей/ РНЦ Прикладная химия. СПб.: Изд-во ООО "ТЕЗА", 2008. С. 46-64.
- 2 Котомин А.А. Расчет детонационных параметров взрывчатых веществ с инертными добавками: метод. указания. Л.: ЛТИ им. Ленсовета, 1977. 32 с.
- 3 Котомин А.А. Эластичные взрывчатые материалы // Российский химический журнал, 1997. Т. 41, № 4. С. 89-101.
- 4 Пепекин В.И., Лебедев Ю.А. Критерии оценки параметров детонации взрывчатых веществ // Доклады АН СССР, 1977. Т. 234, № 6. С. 1391-1394.
- 5 Котомин А.А. Аддитивный метод расчета параметров детонации взрывчатых веществ по вкладам химических связей и групп: метод. указания. Л.: ЛТИ им. Ленсовета, 1983. 25 с.



ГЛАЗОВ

Борис Иванович

доктор технических наук, профессор
кафедры акмеологии и кибернетики
Военной академии РВСН имени Петра
Великого, заслуженный деятель науки и
техники РСФСР e-mail: big1936@mail.ru

УДК 629.78.05

МАКРОИНФОРМАЦИОННЫЙ АНАЛИЗ УСЛОВИЙ УПРАВЛЯЕМОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОРБИТЕ

Б.И. Глазов

Вводится общая аксиоматика информационных мер для макроанализа информационно-кибернетических системных (ИКС) отношений в сфере управления. Обосновываются обобщенная структура семантически размеченного графа открытых и закрытых ИКС-отношений участников в среде обитания, аксиоматические и технологические необходимые ИКС-условия управляемости и наблюдаемости объектов, частным случаем которых является космический аппарат на орбите. Ключевые слова: информация; аксиома; управление; система; объект; субъект.

MACROINFORMATIONAL ANALYSIS OF SC ORBIT CONTROLLABILITY CONDITIONS B.I. Glazov

The article presents general axiomatics of information measures for macro analysis of information-cybernetic system (ICS) relations in management. The article justifies general structure of semantically marked graph of open and closed ICS-relations between the participants in environment, necessary axiomatic and technological ICS-conditions of objects' controllability and visibility, the particular case of which is a spacecraft on the orbit.

Key words: information; axiom; control; system; object; subject.

Введение

Н. Винер уже в первом издании своей *Кибернетики* [1] назвал *Теорию информации* К. Шеннона [2] «грамматикой кибернетики». Однако ни Винер, ни другие последователи идей киберинформатики не смогли продвинуться [3] в исследованиях сбора и применения информации дальше важных, но фрагментарных приложений аксиоматики математической теории информации Шеннона: основные научно-практические результаты относились к теории связи (пропускная способность каналов связи, выбор гипотез в статистической теории приема сообщений, условия совершенной криптозащиты сообщений, оценки условной неопределенности (энтропии) источников и потребителей информации и т.п.). Основатель Синергетики физик Г. Хакен [4] объяснял такую

ситуацию тем, что Шенноновская информация «напрочь лишена какой бы то ни было семантики» и чрезмерно перегружена деталями. По Хакену, *смысл информации* «можно приписать только в том случае, если мы примем во внимание *отклик* того, кто ее принял¹».

Аналогично комментируя состояние «киберинформатики», автор предложил [3; 5; 6; 7] образовать в ней научное направление «*системология информационных отношений*» с информационно-кибернетическим системным (ИКС) подходом к макроинформационному анализу и синтезу отношений сторон в сфере управления/наблюдения, на основе *общей теории информации* с предложенной

¹ Уточнение «*отклик того, кто ее принял*» косвенно предполагает учет взаимоотношений участников в информационной среде.

аксиоматикой, включающей в себя положения Шенноновской теории частным случаем. С использованием методов, моделей и технологий ИКС подхода оказалось возможным ввести семантические понятия и меры макроинформационного баланса и дисбаланса, условий управляемости, наблюдаемости и взаимоотношений управленцев (менеджеров) с аналитиками, инвариантные структуры (одноконтурные и многоконтурные) систем в сферах управления объектами разного происхождения. Отдельные приложения названного к предметной области космической киберинформатики [5; 6] и составляет содержание данной статьи.

Аксиоматика мер общей теории информации в ИКС подходе

Необходимость в аксиоматике общих свойств информационных мер возникла при исследовании ситуаций, возникающих в сфере управления сложными динамическими объектам/процессами, знаниями и информационным противоборством (соперничеством и войнами) сторон, когда неизвестны полные группы и свойства возможных событий.

Предложенный в 1988-1992 гг. [3; 5] и развитый в последующих работах [6; 7] состав аксиом для общей теории информации записывается следующим образом.

1. Мера неопределенности информационного состояния сложного объекта/события, состоящего из подмножеств $A, B, C, \dots$ частных событий неотрицательна

$$H_{ABC\dots}(t) \geq 0,$$

причем каждое частное событие $A, B, C, \dots$ может содержать элементарные события, например, $A = \{a_1, a_2, \dots, a_n, \dots\}$ и может сдвигаться во времени влево-вправо ($\dots t_{**} < t_* < t_0 < t < \dots$). В широком смысле $H_{ABC\dots}$ представляется комплексной функцией от действительной переменной t (времени)

$$H_{ABC\dots}(t) = V_{ABC\dots}(t) + jW_{ABC\dots}(t) = |H_{ABC\dots}(t)|e^{j\varphi(t)},$$

где $V_{ABC\dots}(t)$ и $W_{ABC\dots}(t)$ вещественная (действительная) $\text{Re}H_{ABC\dots}(t)$ и мнимая $\text{Im}H_{ABC\dots}(t)$ составляющие $H_{ABC\dots}(t)$, а $|H_{ABC\dots}(t)|$ и $\varphi(t)$ - модуль и аргумент $H_{ABC\dots}(t)$, соответственно.

2. Разность между одноименными безусловной (априорной) и условной (апостериорной) неопределенностями есть

а) количество информации (определенности)

$$I_{ABC\dots}(t) = H_{ABC\dots}(t_0) - H_{ABC\dots}(t)$$

или

$$H_{ABC\dots}(t) = H_{ABC\dots}(t_0) - I_{ABC\dots}(t).$$

и определяет количество положительной информации при положительной разности $I_{ABC\dots}(t)$;

б) количество отрицательной информации (дезинформации) при отрицательной разности $I_{ABC\dots}(t)$;

в) отсутствие информации при нулевом значении $I_{X/Y}\dots$.

Очевидно, что неопределенность $H_{ABC\dots}(t)$ будет уменьшаться при получении информации, увеличиваться при получении дезинформации и оставаться неизменной в ее отсутствии. При этом, если функции $H_{ABC\dots}(t)$ и $I_{ABC\dots}(t)$ дифференцируемы, то их производные разнонаправлены

$$d/dt [H_{ABC\dots}(t)] = - d/dt [I_{ABC\dots}(t)].$$

Названные свойства $I_{ABC\dots}(t)$ позволяют рассматривать информацию/дезинформацию как количественные меры информационных переходов в многомерном пространстве информационных состояний $H_{ABC\dots}(t)$.

3. Информационные меры состояний N частных событий ($A, B, C, \dots$) внутри сложного ABC - события обладают свойством иерархической аддитивности, представляемого $Q = N! (N-1)!$ вариантами² написания

$$\begin{aligned} H_{ABC\dots}(t) &= |H_{ABC\dots}(t)|e^{j0(t)} = H_A + H_{B/A} + H_{C/AB} + \dots = \\ &= H_A + H_{C/A} + H_{B/AC} + \dots = \\ &= H_B + H_{A/B} + H_{C/BA} + \dots = \\ &= H_B + H_{C/B} + H_{A/BC} + \dots = \\ &= H_C + H_{A/C} + H_{B/CA} + \dots = \\ &= H_C + H_{B/C} + H_{A/CB} + \dots = \dots, \end{aligned}$$

$$I_{ABC\dots}(t) = I_A(t) + I_{B/A}(t) + I_{C/AB}(t) + \dots = \dots,$$

где $H_{X/Y\dots}(t)$, $I_{X/Y\dots}(t) = H_X(t) - H_{X/Y\dots}(t)$ – условные неопределенность события X и, в зависимости от знака, количество информации/дезинформации о X при известных условиях $Y\dots$, а выбор индексного порядка иерархического суммирования полностью определяется предпочтениями лиц, принимающих решения (ЛПР) в ходе информационных оценок.

4. Разности между разноименными

- безусловными неопределенностями

$$R_{X/Y} = H_X - H_Y \quad \text{или}$$

- условными неопределенностями

$$R_{X/Y, Y/X} = H_{X/Y} - H_{Y/X}$$

будем называть безусловным и условным информационными расстояниями между событиями X и Y в пространстве информационных состояний и переходов.

² Для полносвязных структур – аналог меры «проклятия размерности».

Структура информационных отношений сторон в среде обитания

АВС-отношениями будем называть информационные взаимодействия между А и В сторонами и средой С их обитания, образующими закрытую АВС-систему (рисунок 1), в составе которой будем выделять внутреннюю АВ-структуру с возможным применением в ней искусственных средств

внутренней информационной связи (CpC) и способную взаимодействовать с внешней средой С обитания. При этом под средой обитания будем понимать все то, что не вошло в состав АВ-структуры [7].

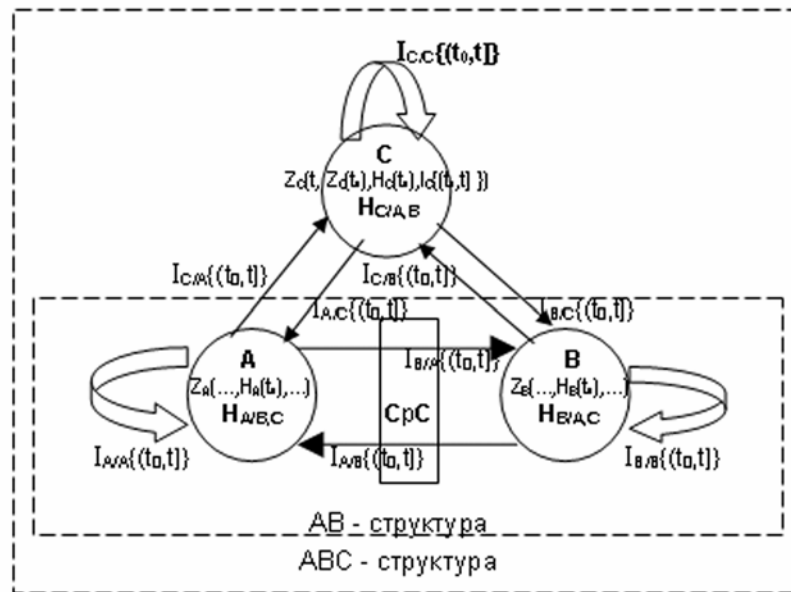


Рисунок 1. Размеченная структура информационных отношений сторон

Для полной разметки ориентированной структуры (графа) и системного анализа образовавшейся информационной АВС-структуры (как объекта исследований), с целью выявления и визуализации свойств ее эмерджентности требуется создать адекватную модель АВС-образования с конкретной структурой и реализованными в ней алгоритмами АВС-отношений. При этом будем считать АВС-структуру, по определению, всегда закрытой АВС-системой с аксиоматическим количеством информационной неопределенности $H_{ABC}(t)$, равном

$$\begin{aligned} H_{ABC}(t) &= |H_{ABC}(t)|e^{j0(t)} = H_A + H_{B/A} + H_{C/AB} = \\ &= H_A + H_{C/A} + H_{B/AC} = \\ &= H_B + H_{A/B} + H_{C/BA} = \\ &= H_C + H_{B/C} + H_{A/CB} = \dots ; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} I_{ABC}(t) &= H_{ABC}(t_0) - H_{ABC}(t), \\ d/dt [H_{ABC}(t)] &= - d/dt [I_{ABC}(t)], \end{aligned}$$

распределенным между элементами А, В, С, ..., взаимоотношения между которыми могут быть отношениями информационного сотрудничества или соперничества. В общем случае эти отношения имеют игровой характер, если число их участников больше

одного: единственный участник может быть структурирован и рассматриваться как система. Модели закрытых системных структур проще в исследованиях, но и существенно беднее результатами чем исследования открытых систем. Поэтому наибольший интерес представляет анализ свойств эмерджентности открытых АВ-структур, более адекватных реальным условиям их функционирования.

Прагматические следствия аксиоматических свойств информационных мер

В реальной практике информационных оценок из всех возможных вариантов аксиоматического представления $H_{ABC}...$ выбирают наиболее предпочтительный относительно имеющихся начальных условий и данных. Для удобства такого выбора полезно представлять $H_{ABC}...$ с использованием и мер определенности событий, например, так

$$\begin{aligned} H_{ABC}(t) &= H_A(t) + [H_B(t) - I_{B/A}(t)] + [H_C(t) - I_{C/AB}(t)] = \dots, \\ \text{где } H_X(t) &= H_X(t_0) - I_{X/X}(t > t_0) \text{ для всех } X = A, B, C, \dots; \\ A &\rightarrow \{a_1, a_2, \dots\}, B \rightarrow \{b_1, b_2, \dots\}, C \rightarrow \{c_1, c_2, \dots\} \dots \end{aligned}$$

После очевидных аксиоматических преобразований $H_{ABC}(t)$ можно представлять вариабельно в следующих формах

$$\begin{aligned} H_{ABC}(t) &= [H_A(t) + H_B(t) + H_C(t)] - [I_{B/A}(t) + I_{C/AB}(t)]_1 = \\ &= [H_A(t) + H_B(t) + H_C(t)] - [I_{C/A}(t) + I_{B/AC}(t)]_2 = \\ &= [H_A(t) + H_B(t) + H_C(t)] - [I_{C/B}(t) + I_{A/BC}(t)]_3 = \\ &= [H_A(t) + H_B(t) + H_C(t)] - [I_{B/C}(t) + I_{A/CB}(t)]_4 = \dots \end{aligned}$$

Первая группа слагаемых $\Sigma[H(t)]$ в правой части равенств есть *сумма независимых* (от выбора порядка оценок) информационных неопределенностей всех частных событий, образующих сложное $A, B, C, \dots$

Вторая группа слагаемых $\Sigma[I_{..}(t)] \sim I_{ABC}$ определяет количество *информации*, полученное внешними аналитиками и следующее из выбора ими предпочтительного варианта вычислений I_{ABC} , учитывающего конкретную *взаимозависимость* событий.

Для выявления *макроусловий* эквивалентности в организации информационных оценок и отношений сделаем *парные сравнения* (для k -ой и m -ей строчек, $k \neq m$) на множестве количественно равнозначных правых частей равенств, например, для 2-ой и 3-ей строк, представив их в виде уравнения

$$\{I_{C/A} + I_{B/AC}\} = \{I_{C/B} + I_{A/BC}\},$$

а в обобщающем случае невыполнения равенств – в виде *балансов/дисбалансов*

$$\left\{ \begin{aligned} &[I_{B/AC}(t) - I_{A/BC}(t)] - [I_{C/B} - I_{C/A}] > 0, \\ &= 0, \\ &< 0. \end{aligned} \right.$$

Понимая равенства как *баланс*, а неравенства – как *дисбаланс*, сформулируем *прагматически* важный вывод из полученных математических соотношений в виде *утверждения*: баланс/дисбаланс ($I_{B/AC} - I_{A/BC}$) информационных *ABC-отношений* участников между собой и со средой обусловлен информационным балансом/дисбалансом ($I_{C/B} - I_{C/A}$) восприятия их участников средой обитания.

Макроанализ ИКС-отношений в сфере управления объектами

Персонифицируя участников АВ-отношений, будем считать сторону А *объектом* ($A \rightarrow U$), а сторону В *субъектом* ($B \rightarrow M$) управления. Введя в предыдущие представления соответствующие подстановки, образуем *информационно-кибернетическую* УМ-систему, как частный случай АВ-системы, целевым назначением которой является *целенаправленная* переработка информации *субъектом* при управлении *объектом* управления, например, КА, в структурах с обратной связью. При этом под *управлением* будем понимать процесс *информационно-управляющих* воздействий $I_{U/M}\{(t_0, t)\} = I_{упр}(t)$ на объект, с целью перевода его из

известного *начального* состояния в требуемое *конечное* состояние. Информацию $I_{M/U}\{(t_0, t)\} = I_{осв}(t)$ будем называть *осведомляющей* субъекта о текущем состоянии объекта.

Аксиоматически необходимые ИКС-условия управляемости и наблюдаемости объектов (КА)

Субъект (М) и объект КА (U) управления взаимодействуют в среде (С) на этапах функционирования. Имея в виду стремление М увеличить количество систематизированной информации $I_{U/M}$, «вкладываемой» в КА (U), и нередкое стремление среды к уменьшению контрольно-осведомляющей информации $I_{M/U}$ и/или дезинформированию ($I_{M/U} < 0$) субъекта, и даже к его дезорганизации, можно прийти к выводу, что открытая УМ-система - ИК-система с проявлениями дезинформирования/дезорганизации и склонностью к информационно-кибернетическому хаосу в ИК-технологиях управления. Кроме того, ограниченные ресурсные возможности субъекта М и объекта U (КА) принципиально не могут «опустить» остаточную информационную неопределенность H_{UM} объектов ниже некоторого количественного предела.

Информационные свойства *закрытой* УМ-системы («КА - М»), по аналогии со свойствами закрытых АВ-структур, запишем *аксиоматическим* соотношением

$H_{UM}(t) = H_U(t) + H_{M/U}(t) = H_M(t) + H_{U/M}(t)$,
легко преобразуемым к виду

$$\left\{ \begin{aligned} &[I_{упр}(t) + I_{осв}(t)] > 0, UM - \text{дисбаланс}, \\ &= 0, UM - \text{баланс}, \\ &< 0, MU - \text{дисбаланс}. \end{aligned} \right.$$

Строгое выполнение условия информационного баланса возможно в *идеально* организованной *закрытой* УМ-системе, изолированной от взаимодействия со средой. В *реальных* УМ-системах имеют место две ситуации, обусловленные степенью нарушения уравнения информационного баланса:

- условия *управляемости/наблюдаемости* КА как объекта управления

$$I_{M/U}(t) \geq I_{U/M}(t),$$

при заданном ($I_{U/M} \geq \text{const}$) качестве управления функционированием КА с потенциальной возможностью *уменьшить* затраты на добывание осведомляющей информации $I_{M/U}(t)$;

- дефицит (*неполнота*, недостаток) осведомляющей информации у субъекта

$$I_{M/U}(t) < [I_{U/M}(t) \geq \text{const}],$$

делающий невозможным управление КА с заданным ($I_{U/M} \geq \text{const}$) качеством и, как следствие,

обуславливающий необходимость *увеличения затрат* на добывание *дополнительной* осведомляющей информации $I_{M/U}(t)$.

Информационные свойства УМ-системы, *открытой* для отношений со средой С, по аналогии со свойствами *открытых* АВ-структур, запишем [3; 5; 7] *аксиоматическим* соотношением в виде уравнения

$$\{I_{C/U} + I_{M/UC}\} = \{I_{C/M} + I_{U/MC}\},$$

а в обобщающем случае невыполнения равенства – в виде *балансов/дисбалансов*

$$\left\{ \begin{aligned} &I_{M/UC}(t) - I_{U/MC}(t) - [I_{C/M} - I_{C/U}] > 0, \\ &I_{M/UC}(t) - I_{U/MC}(t) - [I_{C/M} - I_{C/U}] = 0, \\ &I_{M/UC}(t) - I_{U/MC}(t) - [I_{C/M} - I_{C/U}] < 0. \end{aligned} \right.$$

Сформулируем *прагматически* важный вывод из полученных математических соотношений в виде утверждения: *баланс/дисбаланс* ($I_{M/UC} - I_{U/MC}$) *информационных*

УМС-отношений *U* и *M* *между собой и со средой* обусловлен *информационным балансом/дисбалансом* ($I_{C/M} - I_{C/U}$) *восприятия объекта (U) и субъекта (M) средой обитания.*

Таким образом, в отличие от баланса информационных отношений в закрытой УМ-структуре, в открытой УМ-структуре учитывается взаимодействие со средой: и субъект, и объект (КА) управления расходуют свои информационные ресурсы для взаимодействия друг с другом и со средой обитания.

С использованием методов ИКС подхода и закрытая, и открытая УМ-системы, *потенциально*, могут быть [7] *оптимизированы* при обязательном выполнении обнаруженных условий *управляемости* *наблюдаемости* объектов управления, в том числе, и в условиях *сотрудничества и соперничества* сторон (*дезинформирования, дезориентирования, дезорганизации и ИКС-хаоса*).

Технологически необходимые ИКС-условия управляемости и наблюдаемости объектов

В соответствии с принципом разделения [3; 5; 6] представим субъекта управления (М) в виде последовательного объединения $A \cup S = M$ двух подсистем: А – подсистемы анализа (оценивания и идентификации) состояний $Z_{US}(t)$ КА (U) по результатам $I_{AU}(t)$ его наблюдения и S – подсистемы выработки (синтеза) и

принятия управляющих решений (воздействий) $I_{US}(t)$ на объект управления U. Так детализированную *закрытую* CUAS-структуру и *открытую* UAS-систему в среде (С) обитания представим [7] в виде размеченного графа, показанного на рисунке 2.

Аксиоматическое свойство иерархической аддитивности для открытой UAS-структуры запишется в

виде двух эквивалентных идеальных равенств

$$H_{UAS}(t) + H_{C/UAS}(t) = H_C(t) + H_{UAS/C}(t),$$

$$I_{C/UAS}(t) + I_{C/C}(t) = I_{UAS/C}(t) + I_{UAS/UAS}(t), \quad t \geq t_0,$$

где $I_{C/UAS}(t)$ и $I_{UAS/C}(t)$ – количества информации, получаемые средой С от UAS и UAS от среды.

Практические ситуации дополним прагматическими отступлениями от идеальных равенств и запишем новые отношения баланса/дисбаланса в виде

$$\left\{ \begin{aligned} &I_{C/UAS}(t) + I_{C/C}(t) - [I_{UAS/C} + I_{UAS/UAS}] > 0, \\ &I_{C/UAS}(t) + I_{C/C}(t) - [I_{UAS/C} + I_{UAS/UAS}] = 0, \\ &I_{C/UAS}(t) + I_{C/C}(t) - [I_{UAS/C} + I_{UAS/UAS}] < 0. \end{aligned} \right.$$

а поскольку $A \cup S = M$, то представленные соотношения сводятся к отношениям в открытой УМ-структуре, рассмотренной выше. Содержательная интерпретация таких соотношений возможна после специализированного анализа свойств среды и возможностей подсистем по оперативному использованию хранимой информации.

Структуру *закрытой* UAS-системы (с отсутствующими внешними связями) графически представим в виде рисунка 3.

Уравнение информационного баланса для такой структуры при

$$H_{SUA}(t) = H_{SUA}(t_0) - I_{SUA}\{t_0, t\}$$

будут иметь вид первых 6-ти равенств

$$\begin{aligned} H_{SUA}(t) &= H_{SUA}(t_0) - I_{SUA}\{t_0, t\} = \\ &= [H_S(t_0) + H_U(t_0) + H_A(t_0)] - \{[I_{S/S}(t) + I_{U/U}(t) + I_{A/A}(t)] + [I_{U/S}(t) + I_{A/SU}(t)]\} = \\ &= [H_S(t_0) + H_U(t_0) + H_A(t_0)] - \{[I_{S/S}(t) + I_{U/U}(t) + I_{A/A}(t)] + [I_{A/S}(t) + I_{U/SA}(t)]\} = \\ &= [H_S(t_0) + H_U(t_0) + H_A(t_0)] - \{[I_{S/S}(t) + I_{U/U}(t) + I_{A/A}(t)] + [I_{U/A}(t) + I_{M/AU}(t)]\} = \\ &= [H_S(t_0) + H_U(t_0) + H_A(t_0)] - \{[I_{S/S}(t) + I_{U/U}(t) + I_{A/A}(t)] + [I_{M/A}(t) + I_{U/AM}(t)]\} = \\ &= [H_S(t_0) + H_U(t_0) + H_A(t_0)] - \{[I_{S/S}(t) + I_{U/U}(t) + I_{A/A}(t)] + [I_{A/U}(t) + I_{M/UA}(t)]\} = \\ &= [H_S(t_0) + H_U(t_0) + H_A(t_0)] - \{[I_{S/S}(t) + I_{U/U}(t) + I_{A/A}(t)] + [I_{M/U}(t) + I_{A/UM}(t)]\} = \dots \end{aligned}$$

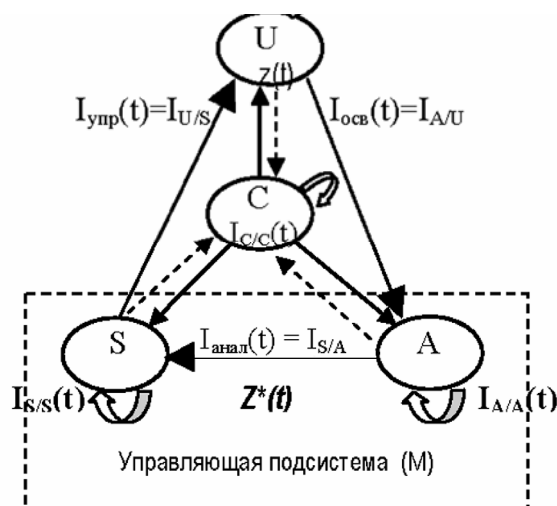


Рисунок 2. Размеченная структура открытой UAS-системы

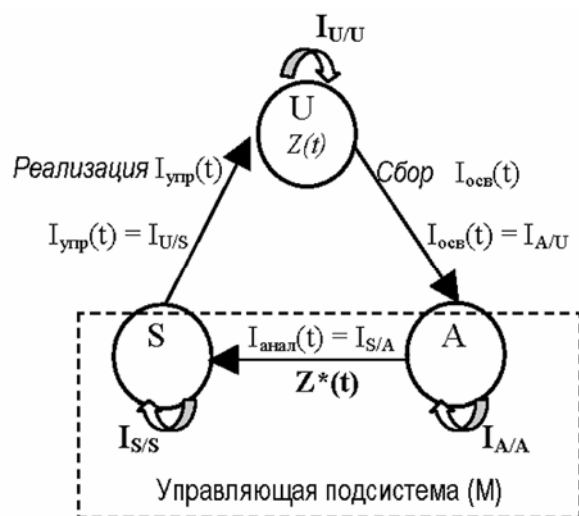


Рисунок 3. Размеченная структура закрытой UAS-системы

Семантика таких представлений может быть обнаружена из результатов *парных сравнений* на множестве предыдущих равенств, а именно

- из равенств 1-го и 3-го получаем равенство

$$[H_U - H_{U/M}] = [H_M - H_{M/AU}] - [H_A - H_{A/MU}],$$

и эквивалентное ему условие:

$$I_{АНАЛ}(t) = I_{УПР}(t) + I_{ОСВ}(t);$$

- из равенств 2-го и 5-го находим другое условие

$$I_{УПР}(t) = I_{ОСВ}(t) + I_{АНАЛ}(t);$$

- из равенств 4-го и 6-го получим третье условие

$$I_{ОСВ}(t) = I_{УПР}(t) + I_{АНАЛ}(t).$$

Таким образом, для выполнения условия *управляемости/наблюдаемости* ($0 < I_{УПР} \leq I_{ОСВ}$) объектом U, в зависимости от принятых начальных условий, должны соблюдаться соответствующие требования

$$0 < I_{УПР}(t) = \begin{cases} I_{АНАЛ}(t) - I_{ОСВ}(t) \\ I_{АНАЛ}(t) + I_{ОСВ}(t) \\ I_{ОСВ}(t) - I_{АНАЛ}(t) \end{cases} \leq I_{ОСВ}(t)$$

Найдем условия, необходимые для реализации таких требований.

В первом случае (*неполнота* $I_{ОСВ}(t)$), когда $I_{УПР}(t) = I_{АНАЛ}(t) - I_{ОСВ}(t)$, необходимо, чтобы выполнялось условие $I_{ОСВ} < I_{АНАЛ}(t) \leq 2I_{ОСВ}$, т. е. в составе аналитической подсистемы (A) должна иметься *математическая модель* объекта управления (U) как это имеет место, например, в *фильтре Калмана* [5], включенном в контур управления объектом.

Во втором ($I_{УПР}(t) = I_{АНАЛ}(t) + I_{ОСВ}(t)$) и в третьем ($I_{УПР}(t) = I_{ОСВ}(t) - I_{АНАЛ}(t)$) случаях (*избыток* $I_{ОСВ}(t)$) надобность в аналитической подсистеме при управлении объектом отсутствует: имеющиеся объемы

$I_{ОСВ}(t)$ *полностью* реализуют требования к качеству управления, а возможная $I_{АНАЛ}(t)$ понижала бы качество управления объектом U.

Заключение

Можно показать, что представленные выше результаты макроанализа необходимых

информационных условий управляемости и наблюдаемости объектов расширяют и обобщают аналогичные детализированные выводы математической и общей теорий управления за пределы их обычной применимости.

Список литературы

- 1 Винер Н. Кибернетика. М.: Наука, 1968. 321 с.
- 2 Шеннон К. Работы по теории информации и кибернетике. Пер. с англ. / Предисл. А.Н. Колмогорова. М.: Ин. литература, 1963. 830 с.
- 3 Глазов Б. И. Методологические основы информационно-кибернетической системотехники. М.: МО СССР, 1992. 171 с.
- 4 Хакен Г. Информация и самоорганизация. Макроскопический подход к сложным системам: Пер. с англ. / Предисл. Ю.Л. Климонтовича. Изд. 2-е, доп. М.: КомКнига, 2005. 248 с.
- 5 Глазов Б.И. Автоматизация управления силами и средствами полигонных и космических комплексов. Часть 1, Теоретические основы: учебник. М.: Министерство обороны СССР, 1988. 393 с.
- 6 Глазов Б.И. Системология информационных отношений в сфере управления. Изд. 2-е. М.: Изд-во ВА им. Петра Великого, 2005. 244 с.
- 7 Глазов Б.И. Теория информации и ее приложения. М.: Изд-во ВА им. Петра Великого, 2008. 209 с.

УДК 681.306:62-5-192

МЕТОД СИНТЕЗА АЛГОРИТМА ФОРМИРОВАНИЯ ПРОГРАММЫ РАБОТЫ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОМОЩЬЮ РАЗРЕШЕНИЯ КОНФЛИКТОВ В СРЕДЕ РАДИКАЛОВ

А.В. Чечкин

профессор, доктор физико-математических наук, Военная академия РВСН имени Петра Великого
e-mail: NewRadical@mail.ru;

В.И. Лощенко

кандидат технических наук, ведущий специалист ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»,
e-mail: vitivlo@laspace.ru;

А.Е. Евграфов

аспирант, начальник отделения ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»

В.В. Рожков

начальник отдела ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»

М.В. Пирогов

начальник сектора ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»

Рассматривается постановка задачи синтеза алгоритма программы работы целевой аппаратуры космического аппарата средствами автоматизированного комплекса планирования и управления. В целях решения поставленной задачи рассматривается понятие информационно-системной безопасности сложной системы и концепция среды радикалов. Описывается метод решения поставленной задачи с помощью разрешения конфликтов в среде радикалов.

Ключевые слова: автоматизированный комплекс планирования и управления, программа работы целевой аппаратуры, среда радикалов.

METHOD OF ALGORITHM SYNTHESIS FOR SC SPECIFIC EQUIPMENT OPERATION PROGRAM FORMATION BY MEANS OF RADICAL ENVIRONMENT CONFLICTS RESOLUTION
A.V. Chechkin, V.I. Loshchenkov, A.E. Evgrafov, V.V. Rozhkov, M.V. Pirogov

The article considers the problem definition of algorithm synthesis for SC specific equipment operation program by means of automated planning and control complex. For the stated problem solution the concept of information-systematic security of a complex system and radical environment is reviewed. The problem-solving method by means of conflict resolution in radical environment is described.

Key words: automated planning and control complex, specific equipment operation program, radical environment.

1 Постановка задачи

Автоматизированный комплекс планирования и управления (АКПУ) входит в состав наземного комплекса, который, в свою очередь, входит в состав космического комплекса наряду с космическим аппаратом. АКПУ предназначен для планирования работы целевой аппаратуры космического аппарата (ПРЦА КА) на требуемом временном интервале. Планирование осуществляется в

соответствии с запросами потребителей и с учетом ограничений на работу бортовых и наземных средств системы. Укрупненный состав элементов космической системы, участвующих в планировании, показан на рисунке 1. Существенной частью такого планирования является алгоритм формирования ПРЦА КА. В статье рассматривается метод синтеза этого алгоритма. АКПУ – сложная система, включающая в себя математические, програм-

мные, информационные, технические, методические, лингвистические, организационные, правовые, эргономические и метрологические средства. Проблемная область жизненного цикла АКПУ имеет сложную структуру, в ней много составляющих и связей разных типов. Множество внешних и внутренних связей АКПУ динамически изменяется в течение его жизненного цикла. Под жизненным циклом мы понимаем как этапы создания, так и этапы эксплуатации АКПУ. Множество специалистов разных специальностей и коллективов специалистов принимают участие в образовании горизонтальных и вертикальных связей проблемной области в целях решения задач жизненного цикла АКПУ.

АКПУ, как и любая сложная система, имеет многочисленные и разнообразные проблемы, связанные со сложностью проблемной области. Обсуждению некоторых из этих проблем, имеющих принципиальный характер и возникающих, в том числе, в связи с необходимостью синтеза алгоритма формирования ПРЦА КА, и посвящена данная статья.

2 Проблема обеспечения информационно-системной безопасности, математические и программные средства сложных систем

Существует ли проблема современных сложных систем, которую можно определить как главную и фундаментальную? Если да, то в чем она заключается? По нашему мнению, такая проблема существует. Это – *проблема информационно-системной безопасности* (ИСБ), сформулированная А.В. Чечкиным [1]. Проблема ИСБ имеет следующие два аспекта:

1. *Информационная устойчивость сложной системы:* решение любой задачи жизненного цикла сложной системы должно быть обеспечено независимо от формы и полноты исходной информации путем получения необходимой дополнительной информации. Обеспечение информационной устойчивости системы требует информационного подхода к проблемной области.
2. *Системная безопасность сложной системы:* решение любой задачи жизненного цикла сложной системы должно учитывать не только эту задачу, но и соответствующие последствия во всей проблемной области, системную целостность, требование бесконфликтности в течение всего жизненного цикла системы. Обеспечение системной безопасности требует системного подхода к проблемной области.

Нарушение ИСБ влечет за собой нарушение системности, с которым связаны многочисленные и разнообразные проблемы современных сложных систем. Для обеспечения ИСБ необходим переход сложных систем на принципиально новый уровень – необходима интеллектуализация сложных систем.

В истории цивилизации с двадцатого века начался информационный период [2]. Стали бурно развиваться информационные системы различного назначения. Сначала это были кибернетические системы, решающие только штатные для них задачи (например, одна из штатных задач для АКПУ – это расчет программной ориентации), а затем и системы с интеллектуальными свойствами. Интеллектуальные системы, в отличие от кибернетических, нацелены на решение не только своих штатных задач, но и некоторых нештатных для них задач. Пример нештатной задачи для АКПУ – это принятие решения о возможности съемки заданного объекта с заданным разрешением в

произвольной текущей ориентации. Классической математики недостаточно для моделирования кибернетических и интеллектуальных систем. Для описания информационных систем появилась и бурно развивается новая математика, которую называют дискретной, а также основанные на ее достижениях программные средства. Таким образом, говоря о проблемах сложных систем, следует учитывать также проблемы их математических и программных средств.

Возможности этих средств велики и разнообразны. Однако, как показывает практика, с точки зрения сложных систем - это средства, ориентированные, прежде всего, на фрагментарное применение, на достижение успеха при решении определенных классов задач. Хотя все больше и больше начинают говорить о создании единого информационного пространства и предлагать те или иные интегрированные решения, в подавляющем большинстве случаев это кибернетические, а не интеллектуальные системы. Остаются многочисленные и трудноразрешимые проблемы ИСБ сложных систем, возникающие, в частности, при использовании имеющихся математических и программно-технических средств решения задач этих систем, при развитии самих программно-технических средств. Основная причина такого положения дел, как представляется, заключается в отсутствии единого формализма и метода моделирования сложных систем, на который могли бы опираться различные инструментальные и прикладные системы во всех своих аспектах. Безусловно, создание такого формализма и метода моделирования, интеллектуализация на этой основе сложных систем, в целях обеспечения их ИСБ, с помощью постоянно развивающихся программно-технических средств является масштабной задачей, решение которой, тем не менее, насущно необходимо. Одним из аспектов такого подхода является, по нашему мнению, использование концепции среды радикалов.

3 Среда радикалов и разрешение конфликтов в ней

Анализ математических и программных средств сложных систем привел к выбору в качестве основы формализма сложных систем *концепции среды радикалов* из математической информатики [2]. Рассмотрим некоторые положения этой концепции.

Понятие *радикала* является главным понятием математической информатики и, по-видимому, всей дискретной математики. Под радикалом понимается любая функциональная система, имеющая два доступных извне состояния - *активное и пассивное*.

Активный радикал функционирует, согласно своему предназначению, а пассивный радикал нет. Он как бы выключен. Множество радикалов со связями между собой является *средой радикалов*. Вопросами активирования среды радикалов занимаются системы, называемые *активаторами*. Система всех активных радикалов среды радикалов образует так называемый *системоквант*, который определяет квант поведения среды на данный момент.

Понятие радикала позволяет взглянуть на всю проблемную область сложной системы, то есть на сложную систему и ее окружение с учетом жизненного цикла, как на среду радикалов. Радикалами такой среды являются составляющие сложной системы и ее окружения, их связи, задачи жизненного цикла, средства и методы решения таких задач, специалисты, нормативные документы и многое другое. При таком подходе создаваемая *интеллектуальная система* сложной системы должна принимать такие решения (определять такие системокванты поведения сложной системы), которые обеспечивают ИСБ системы на протяжении всего ее жизненного цикла.

Интеллектуальная система сложной системы строится из двух частей - рабочей и активирующей. *Рабочая подсистема* будет символьным представлением в интеллектуальной системе радикалов проблемной области сложной системы, то есть будет *моделью проблемной области* (картиной мира) сложной системы. *Активирующая подсистема* должна содержать средства анализа, синтеза и активации рабочей области. Символы в рабочей области называются *нейрорадикалами*. Таким образом подчеркивается принципиальная связь строения рабочей области интеллектуальной системы с элементарным сенсориумом естественного мозга из нейронов. Тем самым, рабочая подсистема интеллектуальной системы является моделью проблемной области сложной системы в форме *среды нейрорадикалов*. Активирующая подсистема отвечает за ИСБ-решение задач жизненного цикла системы, она постоянно разрешает *конфликты* в среде нейрорадикалов. Используя модель проблемной области, активирующая подсистема должна создавать в рабочей подсистеме системоквант, который определяет ИСБ-поведение сложной системы.

Интеллектуальная система является информационно-программной надстройкой сложной системы для обеспечения ее ИСБ.

4 Метод синтеза алгоритма формирования программы работы целевой аппаратуры КА

Рассмотрим задачу синтеза алгоритма формирования ПРЦА в АКПУ. В методических целях рассмотрение будем осуществлять в упрощенном виде. Имеется конечное число заказчиков, формирующих заявки на работу ЦА, которая, в свою очередь, может работать в конечном числе режимов. Каждая заявка представляет собой множество временных промежутков (начало и конец работы), для каждого из которых указывается требуемый тип режима работы ЦА. По разным причинам, связанным с особенностями космического комплекса и окружающей среды, заявки заказчиков, как правило, не могут быть удовлетворены в исходном виде. Требуется их изменение. Таким образом, необходимо разработать алгоритм функционирования ПРЦА КА и соответствующее программное обеспечение, которое обеспечивало бы обработку исходных заявок. Ввиду сложности проблемной области сразу алгоритм такой обработки построить не удастся. Правила, согласно которым осуществляется обработка данных, соответствующие контрольные примеры могут изменяться в процессе разработки и испытаний программного обеспечения. Более того, необходимо иметь ввиду возможность изменения таких правил в процессе эксплуатации АКПУ.

Перейдем теперь к краткому изложению метода синтеза алгоритма формирования ПРЦА КА в АКПУ с помощью разрешения конфликтов в среде радикалов. Пусть в состав системы АКПУ (обозначим ее Sys_AKPU) входит подсистема $Sys_Request$, предназначенная для обработки исходных заявок на работу ЦА и формирования ПРЦА КА. Надсистему АКПУ обозначим Sys_Above_AKPU . Проблемную область всех рассматриваемых систем будем рассматривать как среду радикалов. Радикалами здесь являются: системы Sys_AKPU и $Sys_Request$ а также другие подсистемы, входящие в Sys_AKPU , и ее надсистема Sys_Above_AKPU ; заявки заказчиков на работу ЦА и их составляющие – временные промежутки с указанием типа требуемого режима работы; правила обработки исходных заявок и т.д.

В данной статье мы сосредоточимся на использовании понятия конфликта в среде радикалов и его разрешения в целях синтеза алгоритма формирования

ПРЦА КА. Исходные заявки будем считать изначально конфликтными. Введем показатель конфликтности $Conflict_Index$, значения которого принадлежат множеству $\{0; -1; -2; \dots\}$. Пусть для исходных заявок $Conflict_Index=0$, т.е. максимально

возможное значение. С помощью поэтапной обработки будем стремиться привести систему исходных заявок в бесконфликтное состояние. При этом множество временных промежутков, составляющих исходную заявку, поэтапно обрабатываются – анализируются и преобразуются, проходя через конечное число промежуточных, все менее и менее конфликтных, состояний на пути к конечному, бесконфликтному, состоянию. Обработку будем осуществлять с помощью алгоритмов и используемых ими систем правил, предназначенных для понижения на 1 текущего показателя конфликтности $Conflict_Index$. Причем, для каждого такого алгоритма должно быть указано, является ли достигнутое состояние заключительным – бесконфликтным.

Для получения соответствующего правила и алгоритма в подсистеме $Sys_Request$ формируется запрос. Вначале поиск ответа на этот запрос осуществляется в самой $Sys_Request$. Затем, в случае неудачи и в соответствии с первым аспектом проблемы ИСБ, в Sys_AKPU и Sys_Above_AKPU .

Заявки в их исходном, промежуточном и окончательном состоянии, будем представлять в виде четверок вида

$$Tr = \langle r, ta, tb, Conflict_Index \rangle,$$

где r – целое положительное число, именуемое требуемый режим работы ЦА;

$[ta, tb]$ – временной промежуток, соответствующий этому режиму;

$Conflict_Index$ – введенный нами показатель конфликтности.

Рассмотрим пошагово случай одного заказчика и трех режимов работы ЦА. Пусть в этом случае требуется синтезировать алгоритм формирования ПРЦА КА и построить бесконфликтную заявку.

1. Пусть имеются два множества, состоящие из четверок вида

$$T1 = \langle 1, ti, tj, 0 \rangle \text{ и } T2 = \langle 2, tk, tm, 0 \rangle -$$

исходная заявка по режимам 1 и 2. Запрашиваем правила и алгоритм работы с этими данными.

Пусть на запрос получен алгоритм Alg_1 , обеспечивающий ввод заявки и ее проверку с помощью правила $Rule_1$, имеющего следующий вид. Если среди рассматриваемых четверок существуют такие, для которых $ti > tj$ или $tk > tm$, то исходная заявка объявляется заявкой с неустранимым конфликтом и

к рассмотрению не принимается, о чем выдается соответствующее сообщение и работа завершается.

Применяем Alg_1, вводим, таким образом, исходные четверки (пусть конфликт исходных четверок не является неустрашимым) и получаем промежуточную заявку, состоящую из четверок вида

$$T1=\langle 1, ti, tj, -1 \rangle \text{ и } T2=\langle 2, tk, tm, -1 \rangle,$$

т.е. значение Conflict_Index понижено с 0 до (-1).

2. Формируем запрос о средствах обработки промежуточной заявки – множества четверок вида

$$T1=\langle 1, ti, tj, -1 \rangle \text{ и } T2=\langle 2, tk, tm, -1 \rangle.$$

В ответ получаем алгоритм Alg_2, обеспечивающий сортировку четверок по возрастанию ti и tk . (Соответствующие правила здесь приводить не будем.)

Применяем Alg_2, понижая тем самым Conflict_Index с (-1) до (-2). Теперь промежуточная заявка состоит из четверок вида

$$T1=\langle 1, ti, tj, -2 \rangle \text{ и } T2=\langle 2, tk, tm, -2 \rangle.$$

3. Как обрабатывать полученные четверки $T1$ и $T2$, для которых Conflict_Index=-2? Формируем запрос о средствах уменьшения конфликтности заявки в этом случае. Ответ на запрос – алгоритм Alg_3. С помощью этого алгоритма определяется фактическое время $t0_fact$ начала работы ЦА с учетом $\min(ti, tk)$ при Conflict_Index=-2.

Алгоритм использует следующие правила. Правило Rule_3. Согласно этому правилу, если имеет место переход от штатной ситуации к работе ЦА, либо если обрабатываемая исходная заявка – первая, то $\min(ti, tk)$ при Conflict_Index=-2 заменяется ближайшим ему значением из упорядоченного множества (0:00:00; 0:30:00; 1:00:00; 1:30:00; ...; 23:30:00), элементы которого – моменты времени суток, выраженные в часах, минутах и секундах.

Правила, имена которых имеют вид Rule_3_rEnd_rBegin. Здесь rEnd и rBegin – положительные целые числа, именующие режимы работы ЦА. Причем rEnd – режим, соответствующий последнему временному промежутку последней программы работы ЦА, rBegin – режим, соответствующий первому промежутку новой программы. Согласно этим правилам, если имеет место переход от одной программы работы ЦА к другой (от одной штатной ситуации к другой), то значение $t0_fact$ определяется с помощью троек вида

$$\langle rEnd, rBegin, delta_3 \rangle.$$

Пусть tEnd – время окончания последнего временного промежутка последней программы. Согласно Rule_3_rEnd_rBegin, новая программа не

может начаться ранее $tEnd + delta_3$. Конкретное значение

$f0_fact$, удовлетворяющее этому условию, должно быть введено оператором.

Применяем Alg_3 и получаем четверки вида

$$T1=\langle 1, ti, tj, -3 \rangle \text{ и } T2=\langle 2, tk, tm, -3 \rangle.$$

4. Опять пытаемся понизить Conflict_Index – теперь с (-3) до (-4), для чего вновь формируем запрос и получаем ответ на него – алгоритм Alg_4. Этот алгоритм использует правила Rule_4_1 и Rule_4_2.

Согласно Rule_4_1, если обрабатывается четверка $T1=\langle 1, ti, tj, -3 \rangle$, то ti сдвигается на границу Var_1. Правило Rule_4_2 имеет аналогичный вид и использует переменную Var_2. Значения Var_1 и Var_2 должны быть предварительно введены.

Применяем Alg_4, получая четверки вида

$$T1=\langle 1, ti, tj, -4 \rangle \text{ и } T2=\langle 2, tk, tm, -4 \rangle.$$

Таким образом, Conflict_Index понижен с (-3) до (-4).

5. Запрашиваем средства обработки полученных четверок и получаем алгоритм Alg_5, использующий правила Rule_5_1 и Rule_5_2 согласно которым некоторые из четверок $T1=\langle 1, ti, tj, -4 \rangle$ и $T2=\langle 2, tk, tm, -4 \rangle$ могут быть объединены. Причем объединение возможно лишь для четверок с одинаковым значением r . Объединение означает, что при выполнении условий правил Rule_5_1 и Rule_5_2 пара соседних четверок $Tr, r=1,2$ заменяется одной четверкой, у которой начало временного промежутка равно началу временного промежутка первой четверки, а конец – концу временного промежутка второй четверки. (Напомним, что с помощью Alg_2 четверки $T1, T2$ ранее были отсортированы по возрастанию ti и tk).

Пусть $[tB; tE]$ и $[tB_Next; tE_Next]$ – временные промежутки соседних четверок, $r=1$ ($r=2$). Согласно Rule_5_1 (Rule_5_2), если $tB_Next > tE$, либо $tB_Next = E$, либо $|tE; tB_Next| < delta_5_r$ ($r=1,2$), то соответствующие четверки подлежат объединению. (Значения $delta_5$ должны быть введены предварительно.)

Применяем Alg_5 и получаем четверки вида

$$T1=\langle 1, ti, tj, -5 \rangle \text{ и } T2=\langle 2, tk, tm, -5 \rangle.$$

Отметим, что в результате применения могут иметь место следующие случаи: все четверки $T1$ и/или все четверки $T2$ будут объединены; ни одна из четверок не изменится; некоторые четверки будут объединены, а некоторые нет.

6. Запрашиваем средства понижения Conflict_Index с (-5) до (-6). Это алгоритм Alg_6, использующий правило Rule_6. Согласно этому правилу, если для четверки $T2=\langle 2, tk, tm, -5 \rangle$ выполняется $|tk, tm| > 1$

час, то соответствующий временной промежуток «нарезается» - заменяется последовательностью четверок вида $T_1, T_2, T_1, \dots, T_r, r=1,2$. Для всех соответствующих четверок такой последовательности, кроме, может быть, последней, продолжительности соответствующих временных промежутков составляет 1 час. Последний член последовательности T_r может быть, в зависимости от значения $|t_k, t_m|$, либо T_1 , либо T_2 , а продолжительность соответствующего временного промежутка – либо 1 час, либо менее.

После такой обработки четверок T_2 полученные четверки T_1 и T_2 должны быть отсортированы по возрастанию t_i, t_k .

Применяем Alg_6 и получаем четверки вида

$T_1 = \langle 1, t_i, t_j, -6 \rangle$ и $T_2 = \langle 2, t_k, t_m, -6 \rangle$.

7. Теперь $\text{Conflict_Index} = (-6)$, и мы запрашиваем средства для его дальнейшего понижения. В ответ получаем алгоритм Alg_7, использующий правило Rule_7, с помощью которого осуществляется объединение четверок $T_1 = \langle 1, t_i, t_j, -6 \rangle$. Rule_7 аналогично Rule_5_1.

Применяем Alg_7 и получаем четверки вида

$T_1 = \langle 1, t_i, t_j, -7 \rangle$ и $T_2 = \langle 2, t_k, t_m, -7 \rangle$.

8. Теперь пытаемся понизить значение Conflict_Index с (-7) до (-8) . В ответ на соответствующий запрос получаем алгоритм Alg_8. Здесь мы не будем подробно рассматривать правила, используемые этим алгоритмом, по причине их громоздкости. Отметим лишь

следующее. С помощью этих правил четверки T_1 обрабатываются с помощью четверок T_2 – осуществляется «нарезка» соответствующих временных промежутков, причем, в зависимости от взаимного расположения $[t_i, t_j]$ и $[t_k, t_m]$ возможны следующие случаи (везде имеются ввиду временные промежутки): T_2 полностью поглощает T_1 ; T_2 укорачивает T_1 слева; T_2 укорачивает T_1 справа; T_2 разбивает T_1 на три части – для первой $r=1$, для второй $r=2$ (с ее помощью и осуществляется разбиение), для третьей опять $r=1$. После такой обработки четверок T_1 полученные четверки T_1 и T_2 должны быть отсортированы по возрастанию t_i, t_k .

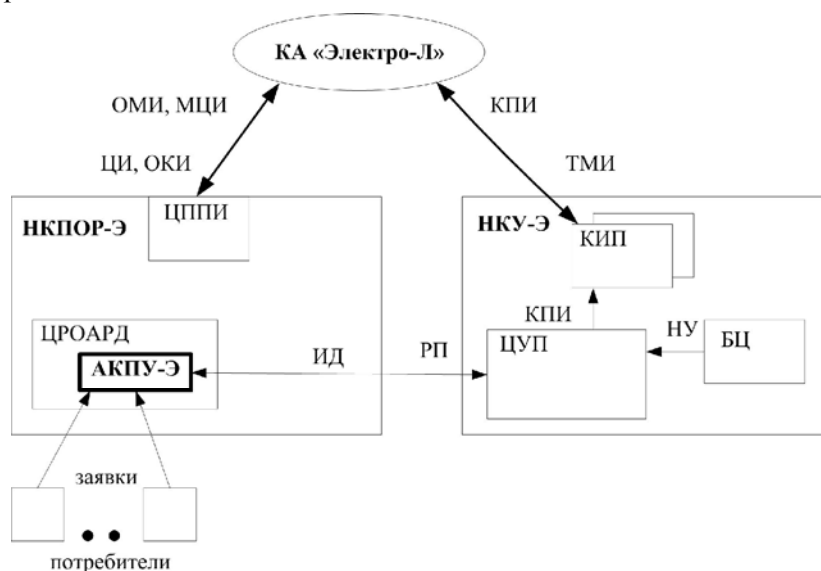
Применяем Alg_8 и получаем четверки вида

$T_1 = \langle 1, t_i, t_j, -8 \rangle$ и $T_2 = \langle 2, t_k, t_m, -8 \rangle$.

9. Обрабатываем четверки, для которых $\text{Conflict_Index} = -8$. Запрашиваем соответствующие средства и получаем алгоритм Alg_9, использующий правило Rule_9. Согласно этому правилу, если для двух соседних четверок T_1 и T_2 $|t_j, t_k| < \text{delta}_9$ (значение delta_9 должно быть предварительно введено), то временные промежутки четверок T_1 и T_2 должны быть уменьшены на одну и ту же величину для достижения $|t_j, t_k| = \text{delta}_9$, для чего t_j должно быть уменьшено, а t_k – увеличено.

Применяем Alg_9 и получаем четверки вида

$T_1 = \langle 1, t_i, t_j, -9 \rangle$ и $T_2 = \langle 2, t_k, t_m, -9 \rangle$.



БЦ – баллистический центр; ИД – исходные данные для планирования; КИП – командно-измерительный пункт; КПИ – командно-программная информация; МЦИ – массив цифровой информации; НКПОР-Э – наземный комплекс приема, обработки и распространения метеоданных; НКУ-Э – наземный комплекс управления; НУ – начальные условия; ОМИ – обработанная метеоинформация; ОКИ – оперативно-контрольная информация; РП – рабочая программа; ТМИ – телеметрическая информация; ЦИ – целевая информация; ЦППИ – центральный пункт приема информации; ЦРОАРД – центр регистрации, обработки, архивирования и распространения данных; ЦУП – центр управления полетом.

Рисунок 1. Укрупненный состав элементов космической системы, участвующих в планировании

10. Запрашиваем средства для понижения $\text{Conflict_Index}=-9$ и получаем алгоритм Alg_10, использующий правила Rule_10_1 и Rule_10_2. Согласно этим правилам, если $|t_j, t_j| < \text{delta_10_1}$, либо $|t_k, t_m| < \text{delta_10_2}$ (соответствующие значения delta_10_1 и delta_10_2 должны быть предварительно введены), то четверки T1, T2, соответствующие этим, слишком коротким, временным промежуткам, должны быть удалены.

Применяем Alg_10 и получаем четверки вида

$T1 = \langle 1, t_i, t_j, -10 \rangle$ и $T2 = \langle 2, t_k, t_m, -10 \rangle$.

Дальнейшие шаги, ввиду громоздкости соответствующих правил, рассмотрим менее подробно.

11. Применяем алгоритм Alg_11 и формируем внутреннюю структуру временных промежутков четверок T1 и T2 – каждый промежуток разбивается на два. Теперь имеем $\text{Conflict_Index}=-11$.

12. Применяем Alg_12 и формируем в полученных промежутках «окна» для размещения временных промежутков четверок T3, после чего $\text{Conflict_Index}=-12$.

13. Применяем Alg_13, благодаря чему считываем и проверяем исходные данные по четверкам $T3 = \langle 3, t_n, t_p, 0 \rangle$. $\text{Conflict_Index}=-13$.

14. Применяем Alg_14 и сортируем T3 по возрастанию t_n . $\text{Conflict_Index}=-14$.

15. Применяем Alg_15 и объединяем временные промежутки четверок T3. $\text{Conflict_Index}=-15$.

16. Применяем Alg_16 и размещаем временные промежутки четверок T3 в ранее подготовленных «окнах» T1 и T2. $\text{Conflict_Index}=-16$ (заключительное состояние).

Значение Conflict_Index для заключительного состояния определяется источником (источниками) правил и алгоритмов понижения показателя конфликтности. В общем случае такими источниками являются как подсистема Sys_Request, предназначенная для обработки исходных заявок на

работу ЦА и формирования ПРИА КА, так и система АКРУ, а также ее надсистема Sys_Above_AKPU.

Видно, что процесс синтеза носит циклический характер. На каждой итерации осуществляется понижение показателя конфликтности с помощью запрашиваемых средств.

Заключение

Практическое использование рассмотренного метода, основанного на концепции радикалов, показало его работоспособность при разработке математического и программного обеспечения АКРУ.

Список литературы

- 1 Чечкин А.В. Обеспечение информационно-системной безопасности сложной системы на основе среды нейрорадикалов ее проблемной области. // Нейрокомпьютеры: разработка и применение, 2008, № 7. с. 6 – 11.
- 2 Соболева Т.С., Чечкин А.В. Дискретная математика. М.: Академия, 2006. - 256с.



УДК 629.78.05.062.036

К ИСПОЛЬЗОВАНИЮ ГИБРИДНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

Н.Н.Иванов, А.Н.Иванов

ИВАНОВ**Николай Николаевич**

ведущий специалист
ФГУП «НПО им. С.А.
Лавочкина», кандидат
физико-математических
наук, член Союзов
журналистов Москвы и
России

e-mail:ivanov_n_n@laspace.ru

ИВАНОВ**Алексей Николаевич**

научный сотрудник
компании Дэнекс,
кандидат физико-
математических наук
e-mail: ANI24@yandex.ru

*Памяти учителя,
доктора технических наук,
профессора МВТУ им. Н.Э. Баумана
Георгия Юрьевича Мазинга,
посвящается*

Настоящая работа посвящена описанию новой схемы гибридного ракетного двигателя, защищенного патентом Российской Федерации. Данная схема, по мнению авторов, дополняет известные схемы жидкостных ракетных двигателей, применяемых, например, на разгонных блоках, и может рассматриваться на предмет использования на космических аппаратах, создаваемых в научно-производственных объединениях Федерального Космического Агентства (РОСКОСМОСа).

Ключевые слова: гибридный ракетный двигатель (ГРД); ЖРД; РДТТ; космический аппарат; удельный импульс тяги.

ON THE ISSUE OF APPLICATION OF HYBRID ROCKET ENGINES ON SPACECRAFT

N.N. Ivanov, A.N. Ivanov

This article presents a description of a new hybrid rocket engine layout patented in the Russian Federation. In the authors opinion, the layout supplements layouts of liquid-propellant engines currently-in-use for example on upper stages and can be considered for application on spacecraft developed by scientific-and-production enterprises of Federal Space Agency (Roscosmos).

Key words: hybrid rocket engine; liquid-propellant rocket engine; solid rocket engine; spacecraft; specific impulse of burn.

Повышение технико-экономической эффективности, как средств выведения – ракетных ускорителей, так и средств межорбитальной транспортировки, таких как разгонные блоки (РБ), межорбитальные буксиры, транспортные модули и т.д., является в настоящее время актуальной проблемой. Не секрет, что именно высокая стоимость доставки уникальных космических приборов (орбитальных телескопов, Фурье – спектрометров и т.д.) с помощью этих средств на рабочие высокоэнергетические орбиты (высокие круговые орбиты, геостационарную орбиту (ГСО), высокоэллиптические орбиты (ВЭО), на которых функционирует основная группировка (более 50%) космических аппаратов (КА), не позволяет в настоящее время выполнить многие фундаментальные планетные исследования.

Можно напомнить, что стоимость подготовки и запуск 3 американских орбитальных кораблей типа “Спейс шаттл” обходится казне США примерно в 6 млрд. долларов, из них 3 млрд. долларов расходуется на подготовку этих кораблей к пуску и на наземную инфраструктуру космодрома. По этой причине в 2010 г. запуск кораблей этого типа в США прекращен, регулярные запуски нового американского корабля типа CEV планируются на середину следующего десятилетия, т.е. 20–х годов XXI века.

Помимо обеспечения минимальной стоимости выведения полезного груза в космическое пространство, важнейшими задачами являются поддержание высокого уровня надежности и безопасности двигательных установок ракетных ускорителей и разгонных блоков, упрощения процесса их подготовки к пуску, улучшение эксплуатационных характеристик. Следует сказать, что повышенный риск отказов из-за

высоконапряженной работы основных узлов двигательных установок (ДУ) является принципиальным недостатком современных ракетных ускорителей.

Как показали работы разных авторов [1], а также многолетние исследования, проводимые в Исследовательском Центре им. М.В. Келдыша, например [2;3], в значительной степени перечисленным выше требованиям отвечают и понижают риск отказов узлов и систем ДУ гибридные ракетные двигатели (ГРД), работающие на твердом горючем и жидком или газообразном окислителе.

Важно и приятно отметить, что в Советском Союзе первые работы по ГРД относятся к началу 30-х годов XX века. Именно в эти годы был создан двигатель «09», предназначенный для экспериментальной ракеты «ГИРД-09». Двигатель «09» работал на окислителе – жидком кислороде, который подавался в камеру сгорания давлением собственных паров, и горючем – отвержденном (желеобразном) бензине, который размещался в камере. 17 августа 1933 г. был осуществлен запуск первой в мире ракеты на гибридном топливе «ГИРД-09», разработанной по проекту М.К.Тихонравова [4;5].

В зарубежной печати периодические публикации о работах и испытаниях ГРД появились в 1956 г., в этот год были опубликованы американские данные по исследованию ГРД, работающих на перекиси водорода и полиэтилене [1].

Учитывая потенциальные возможности создания ГРД относительно простой конструкции, их сравнительную дешевизну, безопасность и экологичность, возможны самые разнообразные области их использования как в ракетных системах, так и при решении ряда других задач, стоящих и постоянно возникающих перед ракетно – космической техникой.

Тщательный анализ перспектив использования гибридных двигателей в составе двигательной установки различных средств выведения, выполненный в Исследовательском Центре им. М.В. Келдыша [2], показал, что возможными областями применения ГРД могут быть разгонные блоки и буксиры, маршевые двигатели ракет-носителей легкого класса, двигатели для



М.К. Тихонравов

суборбитальных и межорбитальных полетов, двигательные установки тактических ракет, снарядов-мишеней, корректирующие двигательные установки, перевод спутника с одной орбиты на другую, изменение эксцентриситета орбиты, выполнения маневров сближения на орбите, обеспечение движения и управления космическими аппаратами и кораблями (в том числе в течение 7 – 15 лет), обеспечение длительных полетов межпланетных космических кораблей, возвращение космического корабля и торможение его в атмосфере и т.д.

Среди ракетных двигателей ГРД прочно занимает промежуточную позицию между жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) и ракетными двигателями твердого топлива (РДТТ).

ГРД – это ракетный двигатель, у которого один топливный компонент, например, горючее, является твердым, а другой компонент, например, окислитель – жидким или газообразным. Отметим, что для ГРД можно использовать и обратную схему – жидкое горючее + твердый окислитель, однако в настоящее время такая схема не находит применения из-за высокой токсичности жидкого горючего.

Наличие твердого компонента существенно упрощает конструкцию двигателя и делает ГРД одним из самых перспективных, надежных и простых ракетных двигателей в настоящее время. В качестве окислителя можно использовать жидкий и газообразный кислород, закись азота, в качестве твердого горючего – ПВХ, бутилкаучук, резину, парафин и т.д. Можно отметить, что в середине 90-х, когда известные «герои» крушили нашу страну и отбирали у предприятий финансирование, один из авторов настоящей работы отливал твердые заряды из эпоксидной смолы марки ЭД-20, окислителем являлся газообразный кислород – и ГРД запускался и работал.

ГРД имеют неохлаждаемые проточные тракты (за счет использования современных теплозащитных и эрозионностойких материалов), допускают регулировку вектора тяги по величине и направлению, могут многократно включаться в полете и пребывать в космических условиях длительное время.

По удельным энергомассовым характеристикам ГРД занимают промежуточное положение между жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) на криогенных топливах (водород + кислород) и ракетными двигателями на твердом топливе (РДТТ).

В таблице 1 для различных топлив представлены данные по термодинамическому расчету удельного импульса тяги ГРД, полученные при оптимальном коэффициенте избытка окислителя $\alpha_{\text{опт}}$, различных давлениях в камере сгорания двигателя $P_{\text{кс}}$ и различной геометрической степени расширения сопла $\bar{d}_a$ [2]. Все результаты термодинамических расчетов были получены с использованием автоматизированной системы [6].

В таблице 2 для различных ракетных ступеней с целью сравнения с данными таблицы 1 приведены величины практического удельного импульса $J_{\text{прак}}$, достигнутые в настоящее время на отечественных ЖРД и РДТТ США.

Таблица 1 - Данные по термодинамическому расчету удельного импульса тяги ГРД

Топливо	Параметр	$\bar{d}_a = 3,5$			
		Давление в камере, МПа			
		P = 2	P = 3	P = 5	P = 10
Каучук + O ₂	J _{уд} , с	330,15	331,00	331,90	333,52
	α _{опт}	0,70	0,70	0,70	0,80
Каучук + H ₂ O ₂	J _{уд} , с	307,33	307,80	308,34	309,00
	α _{опт}	0,95	0,95	0,95	0,95
(6% каучука + 94% Al H ₃) + H ₂ O ₂	J _{уд} , с	347,33	348,22	349,27	350,56
	α _{опт}	0,26	0,26	0,26	0,26
Топливо	Параметр	$\bar{d}_a = 7,0$			
		Давление в камере, МПа			
		P = 2	P = 3	P = 5	P = 10
Каучук + O ₂	J _{уд} , с	360,09	361,10	362,29	363,76
	α _{опт}	0,80	0,80	0,80	0,80
Каучук + H ₂ O ₂	J _{уд} , с	333,34	333,65	334,08	334,62
	α _{опт}	0,95	0,95	1,00	1,00
(6% каучука + 94% Al H ₃) + H ₂ O ₂	J _{уд} , с	383,41	384,14	385,00	386,07
	α _{опт}	0,26	0,26	0,26	0,26
Топливо	Параметр	$\bar{d}_a = 10,0$			
		Давление в камере, МПа			
		P = 2	P = 3	P = 5	P = 10
Каучук + O ₂	J _{уд} , с	372,31	373,15	374,13	375,35
	α _{опт}	0,80	0,80	0,80	0,80
Каучук + H ₂ O ₂	J _{уд} , с	343,47	343,78	344,14	344,58
	α _{опт}	1,00	1,00	1,00	1,00
(6% каучука + 94% Al H ₃) + H ₂ O ₂	J _{уд} , с	399,40	400,11	400,94	401,95
	α _{опт}	0,26	0,26	0,26	0,26

Таблица 2- Величины практического удельного импульса J_{п_{р_{ак}}}

Параметр	Отечественные ЖРД			РДТТ, США		
J _{п_{р_{ак}}, с}	Степень			Степень		
	I	II	III	I	II	III
	311-318	350-359	455-460	275	290	300

Теперь перейдем к рассмотрению новой конструкции ГРД [7], пневмогидравлическая схема которого изображена на рисунке 1.

Предложенная конструкция ГРД содержит следующие основные узлы и агрегаты: 1 – бак с жидким компонентом (например, жидким кислородом); 2 – заправочно – дренажный клапан;

3 – нормально – закрытый клапан; 4 – обратный клапан; 5 – устройство наддува бака с жидким компонентом; 6 – заправочно – сливной клапан жидкого компонента; 7 – магистраль жидкого компонента; 8 – насос жидкого компонента; 9 – турбину ТНА; 10 – форсуночную головку; 11 – емкость с воспламеняющимся составом; 12 –

пирозапал; 13 – трубку датчика давления; 14 – заряд твердого топливного компонента (например, полибутадиеновый каучук C_4H_6); 15 – камеру сгорания; 16 – отборник – газогенератор; 17 – магистраль подвода жидкого компонента к отборнику – газогенератору; 18 – магистраль подвода «рабочего» газа к входному коллектору турбины; 19 – пиростартер; 20 – криогенный теплообменник; 21 – вспомогательные двигатели; 22 – отсечной клапан насоса жидкого компонента; 23 – магистраль подвода жидкого компонента к криогенному теплообменнику; 24 – главный клапан жидкого компонента; 25 – магистраль подвода газифицированного жидкого компонента к устройству наддува; 26 – закладной элемент камеры сгорания; 27 – агрегаты гидроавтоматики; 28 – охлаждаемый газоход.

Работа предлагаемого ГРД происходит следующим образом.

Вначале срабатывает пиропатрон 19, который раскручивает турбину ТНА 9 и насос жидкого компонента 8. В случае многократного включения ГРД комплектуется несколькими пиропатронами. Далее срабатывает главный клапан 24 и отсечной клапан 22

жидкого компонента, в результате чего через форсуночную головку 10 по магистралям 17 и 23, на которых смонтированы агрегаты гидроавтоматики 27, жидкий компонент начинает поступать соответственно в камеру сгорания 15, отборник – газогенератор 16 и криогенный теплообменник 20. Через заданный интервал времени (порядка $\Delta t \approx 0,1$ с) срабатывает емкость с воспламеняющимся составом (C_3H_8) и пусковое горючее также начинает поступать в камеру сгорания 15. После этого срабатывает пирозапал 12, воспламеняется распыленное в камере пусковое горючее, форсы пламени прогревают и воспламеняют заряд твердого компонента. Двигатель запущен. В отборник – газогенератор 16 начинают поступать высокотемпературные продукты сгорания. Взаимодействуя с поступающим в отборник – газогенератор 16 жидким компонентом, продукты сгорания образуют «рабочий» газ требуемой температуры (обычно требуется $T_p \approx 970$ К), который по магистрали 18 начинает поступать на турбину 9 и вращать ее; пиростартер 19 к этому времени свою работу заканчивает.

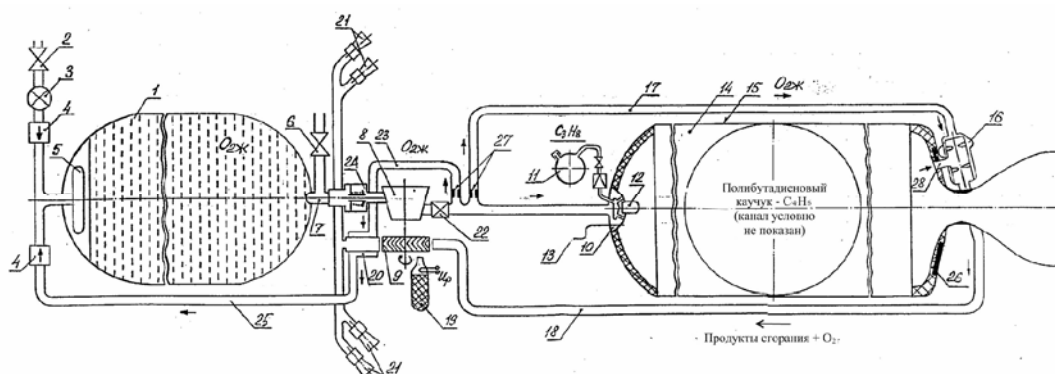


Рисунок 1. Пневмогидравлическая схема новой конструкции ГРД

Под действием тепла «рабочего» газа, сработавшего на турбине ТНА 9 и затем протекающего через криогенный теплообменник 20 к помогающим двигателям 21, происходит газификация поступающего в этот криогенный теплообменник 20 жидкого компонента. Образующийся газифицированный компонент по магистрали 25 поступает в устройство наддува бака жидкого компонента 5 и осуществляет в последнем наддув жидкого компонента.

Останов ГРД осуществляется с помощью главного клапана жидкого компонента 24, перекрывающего подачу жидкого компонента в насос жидкого компонента 8. В случае повторного

запуска данного ГРД все операции повторяются в той же самой последовательности.

Отметим, что крепление отборника – газогенератора 16 с камерой сгорания 15 осуществляется посредством закладного элемента 26 и газохода 28. Следует сказать, что могут быть разработаны и иные сценарии работы вышеописанного двигателя. Авторы полагают, что предложенная конструкция ГРД может быть успешно использована при создании двигателя в «металле».

В заключение можно сказать, что помимо Российской Федерации теоретические и экспериментальные исследования рабочих процессов

на модельных и натурных ГРД, а также летные испытания в составе ракет проводятся в настоящее время во Франции, США, Великобритании, Германии, Японии, Италии, Израиле и некоторых других странах [1; 2; 8].

Заметим, что еще одной областью перспективного использования ГРД, интенсивно развиваемой в настоящее время в США, является разработка двигательных установок для транспортных систем в области космического туризма [9]. Так, на первом частном космическом ракетоплане Space Ship One (SS1), поднявшемся в 2004 г. на высоту более 100 км, использовался именно ГРД, разработанный компанией Scaled Composites. Пять лет спустя, 28 мая 2009 г. компания Virgin Galactic (США) успешно провела огневые стендовые испытания (ОСИ) гибридного ракетного двигателя, предназначенного для выведения пассажирского ракетоплана Space Ship Two (SS2) на суборбитальную траекторию. В настоящее время этот ГРД, также разработанный компанией Scaled Composites, является самым большим в мире гибридным двигателем. В качестве компонентов топлива для двигателя были использованы жидкая закись азота — окислитель и один из видов каучука — горючее (марка каучука не сообщается). Бизнес компании Virgin Galactic — доставка небольших спутников на околоземную орбиту и космический туризм.

И вот что еще важно отметить. В нашей стране серьезно тематикой ГРД занимаются, насколько известно авторам, только в Исследовательском Центре имени М.В. Келдыша [2], представителями научной школы которого являются оба автора настоящей публикации, и в Военной академии РВСН имени Петра Великого. На факультетах «СМ» и «Э» МГТУ им. Н.Э. Баумана, одном из лучших технических университетов мира, а также в Военной академии РВСН имени Петра Великого в настоящее время читаются курсы лекций по конструкции и теории ГРД. Почему другие предприятия в Москве, Подмосковье, центральной России, на Урале, Алтае, входящие в Российское космическое агентство, не занимаются этим

«симпатичным» и перспективным двигателем? На этот вопрос в настоящее время у авторов нет ответа.

Список литературы

- 1 Волков Е.Б., Мазинг Г.Ю., Шишкин Ю.Н. Ракетные двигатели на комбинированном топливе. М.: Машиностроение, 1973. С. 184.
- 2 Процессы в гибридных ракетных двигателях./ А.М. Губертов [и др.]. М.: Наука, 2008. 405с.
- 3 Проектно-поисковые исследования ГРД. Разработка конструктивно-компоновочной схемы гибридного двигателя тягой 30 тс. Научно — технический отчет НИИТП им. М.В. Келдыша. /Отв. исполн. Иванов Н.Н. Исполн. Голлендер Р.Г., Наумов В.Н., Сонин В.И. и др. Инв.№ 1867, 1994. 107с.
- 4 Глушко В.П. Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР. М.: Изд-во Агентства печати Новости, 1973. 56с.
- 5 Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. 547с.
- 6 Автоматизированная система термодинамических расчетов и абонирования данных термодинамических свойств индивидуальных веществ. Описание программы. М.: МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1983. С. 51.
- 7 Иванов Н.Н., Иванов А.Н., Иванова Е.А. Гибридный ракетный двигатель.// Патент РФ № 2338083. Приоритет изобретения от 6 марта 2007.
- 8 Kniffen R.J., Mckinney B., Estey P. Hybrid Rocket Development at the American Rocket Company.// AIAA Paper, № 90 –2762. С. 1-10.
- 9 Черный И. Испытания двигателя Space Ship Two.// Новости космонавтики, 2009. № 7. С. 60.

УДК 629.7.036

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИНЦИПА РАБОТЫ МАЛОРАЗМЕРНОЙ РЕАКТИВНО- ПОРШНЕВОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ С МГД- ГЕНЕРАТОРОМ ВЫСОТНЫХ АППАРАТОВ

А.В. Бодров, В.Н. Лапушкин



БОДРОВ

Андрей Владимирович
аспирант, ведущий
инженер ФГУП «НПО
им. С.А.
Лавочкина»
e-mail: ick@laspace.ru



ЛАПУШКИН

Виктор Николаевич
кандидат
технических наук,
профессор
Московского
авиационного
института
(Государственного
технического
университета)

Проведено экспериментально-теоретическое исследование форсирования малоразмерной высотной реактивно-поршневой высотной энергетической установки с помощью наддува малоразмерного двухтактного ДВС, приводимым им центробежным компрессором. Избыточная продувочная смесь, охлаждающая газодинамический тракт и дожигаемая в пульсирующей реактивной камере, сжигается совместно с продуктами сгорания выхлопа ДВС, направляясь в резонансное плоское сопло с обкладками МГД-генератора, создавая результирующую тягу силовой установки и дополнительную электрическую мощность.

Ключевые слова: дистанционно-пилотируемый летательный аппарат; пульсирующий воздушно-реактивный двигатель; двигатель внутреннего сгорания; энергетическая установка ДПЛА.

THEORETICAL RESEARCH OF OPERATION PRINCIPAL OF SMALL JET – PISTON POWER SYSTEM WITH MGD-GENERATOR OF HIGH-ALTITUDE VEHICLES. A.V. BODROV, V. N. LAPUSHKIN.

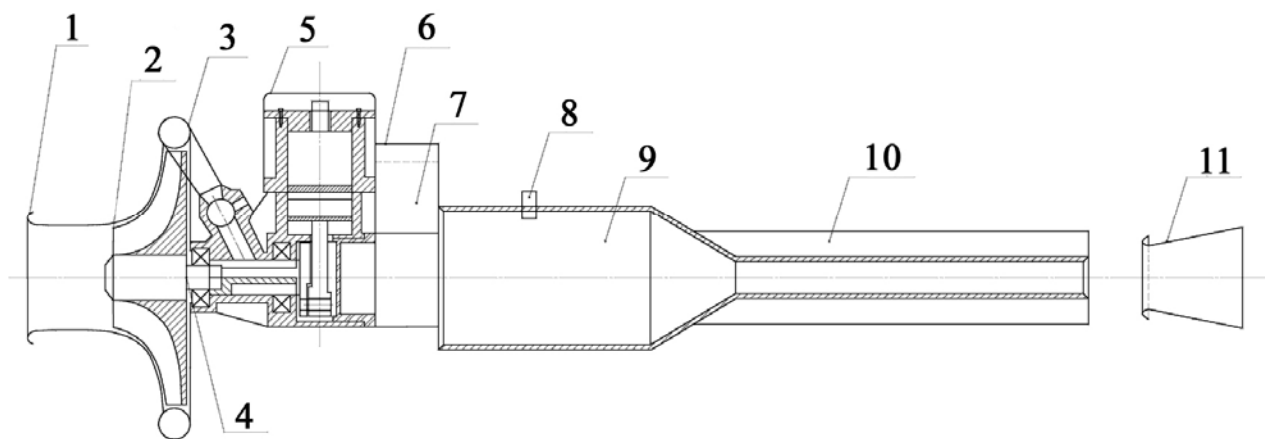
An experimental-theoretical research was performed with respect to forcing of small high-altitude jet-piston power system by means of pressurization of centrifugal compressor driven small two-cycle internal-combustion engine. Redundant blowdown mix, which cools the gas-dynamic channel and is burned up in pulse jet compartment, is burned together with combustion products of internal-combustion engine exhaust, being directed to resonance plane nozzle with MGD-generator armature, generating power system total thrust and additional electrical power.

Key words: unmanned aerial vehicle; pulsejet engine; internal combustion engine; unmanned aerial vehicle power system.

Исследование посвящено изучению работы малоразмерной высотной реактивно-поршневой высотной энергетической установки беспилотного высотного аппарата весом от нескольких сотен грамм до нескольких килограмм. В настоящий момент характерные размеры, вес двигателей и расходы рабочего тела через такие двигатели малы, и традиционные, общепринятые, объемные винтовые двухтактные ДВС

не позволяют обеспечить потребных тяг и энергообеспечения борта для требуемых в

настоящий момент условий их применения. Это высота полета до 4-5 тысяч метров, требующая наддува двухтактных двигателей, который невозможно эффективно обеспечить без дополнительного отсечного клапана. Продувка без клапана существенно снижает экономичность двигателя и, как следствие, время и дальность полета.



1 – Двигатель внутреннего сгорания; 2 – вал; 3 – колесо центробежного компрессора; 4 – впускной коллектор; 5 – выхлоп ДВС совмещенный с ионизатором; 6 – реактивная камера; 7 – обводной канал; 8 – свеча; 9 – выходной канал; 10 – МГД – генератор; 11 – эжекторный увеличитель тяги.
Рисунок 1. Энергетическая реактивно-поршневая установка

Существующая схема использования винта, как движителя, сказывается на ухудшении управляемости аппарата из-за возникающего вращающего реактивного момента.

Проведено экспериментально-теоретическое исследование возможности наддува малоразмерного двухтактного ДВС приводимым им центробежным компрессором и получения дополнительной мощности с помощью МГД-генератора, установленного на резонансной реактивной камере (рисунок 1).

Энергетическая реактивно-поршневая установка состоит из поршневого двухтактного двигателя внутреннего сгорания 1 с установленным на его валу 2 центробежным компрессором 3. Впускной коллектор 4 двигателя 1 соединен с выходом центробежного компрессора 3, а выхлоп поршневого двигателя 5 соединен с входом пульсирующей реактивной камеры 6 через камеру ионизации 7. Пульсирующая реактивная камера 6 снабжена калильной свечой 8. На внешней поверхности выходного канала 9 пульсирующей реактивной камеры 6 установлен МГД-генератор 10, а на выходе выходного канала 9 пульсирующей реактивной камеры 6 установлен эжекторный увеличитель тяги 11.

Проведенное экспериментально-теоретическое исследование возможности создания малоразмерной высотной реактивно-поршневой энергетической установки ДПЛА позволило создать универсальную математическую модель комбинированной силовой двигательной установки ДПЛА и подтвердить ее на

универсальном испытательном стенде для испытаний таких установок. Основой для данной математической модели является классический расчет ДВС совмещенный с методикой расчета резонансного ПуВРД.

В основе расчета поршневого ДВС лежит расчет цикла его работы по характерным точкам [1],

где P_o – давление окружающей среды;

T_o – температура окружающей среды;

P_r – давление остаточных газов;

T_r – температура остаточных газов;

n_1 – показатель политропы сжатия;

ϵ – степень сжатия;

μ – коэффициент изменения состава рабочей смеси газов;

μ_c – средняя мольная теплоемкость продуктов сгорания;

H_u – низшая теплота сгорания топлива;

ΔH_u – потери химической неполноты сгорания.

$$\text{Впуск} \quad P_a = 0.98 \cdot P_o, \quad T_a = \frac{\epsilon \cdot P_a \cdot T_o}{\epsilon \cdot P_a - P_r \cdot \frac{T_r - T_o}{T_r}}.$$

$$\text{Сжатие} \quad P_c = P_a \cdot \epsilon^{n_1}, \quad T_c = T_a \cdot \epsilon^{n_1-1}.$$

Воспламенение

$$\begin{cases} \mu_c \cdot \mu \cdot T_z = \frac{\xi \cdot (H_u - \Delta H_u)}{\alpha \cdot L_o \cdot (1 + \gamma)} + \mu C_{v_{пс}} \cdot T_c \\ \mu_c = [18.4 + 2.6\alpha + [(1.55 + 1.38 \cdot \alpha) \cdot 10^{-3}] \cdot t_z] \end{cases}.$$

Выпуск $Pb = \frac{Pz}{\varepsilon^{n2}}$, $Tb = \frac{Tz}{\varepsilon^{n2-1}}$.

Среднее индикаторное давление

$$Pi = \frac{Pc}{\varepsilon - 1} \cdot \left[\frac{\lambda}{\eta_k - 1} \cdot \left(1 - \frac{1}{\varepsilon^{\eta_k - 1}} \right) - \frac{1}{\eta_h - 1} \cdot \left(1 - \frac{1}{\varepsilon^{\eta_h - 1}} \right) \right] \cdot 0.95$$

а мощность соответственно

$$Ne = Pe \cdot Vh \cdot n \cdot i,$$

где Vh – объем цилиндра;

n – количество оборотов.

Таким образом, мы получим мощность выбранного поршневого ДВС. Учитывая потери, мощность поршневого ДВС будет использоваться для привода центробежного компрессора. Математическая модель включает методику расчета центробежного компрессора выведенной из модели [2], из уравнения для расчета изоэнтальной работы сжатия в центробежном компрессоре, имеющей вид

$$H_a = c_p \cdot T_n \cdot \left[\left(\frac{P_k}{P_n} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] + \frac{(c_k^2 - c_n^2)}{2},$$

где H_a – изоэнтальная работа;

c_p – теплоемкость при постоянном давлении;

T_n – температура на входе в компрессор;

P_k – давление после компрессора;

P_n – давление на входе в компрессор;

c_n – скорость на входе в компрессор;

c_k – скорость из компрессора.

Для расчета цикла работы ПуВРД была модернизирована методика [3], включающая расчет, основанный на численном решении дифференциальных уравнений, описывающих течение газа в проточной части ПуВРД с подводом тепла, трением и теплообменом.

Для давления и температуры газа в камере сгорания

$$\frac{dP}{d\tau} = g \frac{k}{Cp_K} \frac{P_K}{T_K} \frac{dQ}{d\tau} + \Lambda \cdot R_K \times$$

$$\left\{ \begin{aligned} & \left[\alpha_1 \cdot k \cdot T_K + (1 - \alpha_1) \cdot k \cdot \frac{Cp_\Gamma}{Cp_K} \cdot T_\Gamma \right] \frac{dm_e}{d\tau} + \\ & + N_T k \frac{\tau(Mn)}{Cp_K} \cdot Cp_{To} \frac{dm_T}{d\tau} + \beta_1 \cdot k \frac{dm_e}{d\tau} + \\ & + \left(1 + \frac{N_T}{\alpha_c \cdot L_o} \right) \cdot (1 - \beta_1) k \frac{\tau(M_\Pi)}{Cp_K} C_{Po} \frac{dm_e}{d\tau} \end{aligned} \right\} -$$

$$- 4k \cdot \frac{R_K}{Cp_K} \left(\frac{L}{D_K} \right) \cdot q_{w_K},$$

$$\frac{dT}{d\tau} = g \frac{k}{Cp_K} \frac{dQ}{d\tau} + \Lambda \cdot \frac{R_K \cdot T_K}{P_K} \times$$

$$\left\{ \begin{aligned} & \left[\alpha_1 \cdot (k - 1) \cdot Tk + (1 - \alpha_1) \cdot \left(k \cdot \frac{Cp_\Gamma}{Cp_K} \cdot T_\Gamma - T_K \right) \right] \frac{dm_e}{d\tau} + \\ & + N_T \left(k \frac{\tau(Mn)}{Cp_K} \cdot Cp_{To} - Tk \right) \frac{dm_T}{d\tau} + \beta_1 \cdot Tk (k - 1) \frac{dm_e}{d\tau} + \\ & + \left(1 + \frac{N_T}{\alpha_c \cdot L_o} \right) \cdot (1 - \beta_1) k \frac{\tau(Mn)}{Cp_K} C_{Po} - Tk \frac{dm_T}{d\tau} \end{aligned} \right\} -$$

$$- 4k \cdot \frac{R_K \cdot T_K}{Cp_K \cdot P_K} \left(\frac{L}{D_K} \right) \cdot q_{w_K},$$

$$\text{где } \Lambda = \frac{Fa \cdot L}{V k};$$

k – параметры в камере сгорания;

Γ – параметры горения;

T – параметры в выхлопной трубе;

c – параметры на выходе из камеры сгорания;

$$\frac{dQ}{d\tau} = \Lambda \frac{G_T \cdot Hu \cdot \eta_r}{f \cdot \rho_K \cdot \tau_r} \varphi_{Cr} - \text{безразмерная скорость тепловыделения};$$

$\tau(M_\Pi), \pi(M_\Pi)$ – газодинамические функции;

Q_{wk} – безразмерный удельный тепловой поток в стенку.

Для скорости газа на срезе выхлопной резонансной трубы

$$\frac{dVa}{d\tau} = \left(1 - \frac{0.15}{\Lambda}\right) \frac{R_K \cdot T_K}{k_o \cdot r} \times$$

$$\times \left\{ \frac{k}{k-1} \cdot \beta_2 \cdot \left(1 - \left(\frac{Pa}{P_K}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right) - \right.$$

$$\left. - (1 - \beta_2) \cdot \left(\frac{Pa}{P_K} - 1\right) \right\} \times$$

$$\times \left(1 - \frac{0.15}{\Lambda}\right) (1 - \zeta_{\text{пр}}) \frac{Va}{2},$$

где $r = \frac{\Lambda}{1+\Lambda} \left[\frac{1}{\Lambda} + Y \frac{\rho_y}{\rho_k} + (X-Y) \left(\frac{\rho_{xy}}{\rho_k} \right) + (1-X) \left(\frac{\rho_x}{\rho_k} \right) \right]$.

В результате проведенных расчетов были получены следующие характеристики малоразмерной высотной реактивно-поршневой энергетической установки ДПЛА. Мощность серийного ДВС 1.715 кВт при увеличении коэффициента продувки и содержания горючего в топливе увеличилась на 17%, что повлекло за собой увеличение удельного расхода на 16.9%. Тяга силовой установки при подключении эжекторного увеличителя тяги достигает 58.84 Н. Во время полета на высоте до 4 тыс. метров ДВС будет работать в условиях, создаваемых

ему компрессором, мощность его составит 2.013 кВт, а удельный расход 0.00024 кг/кВт·сек. Суммарная тяга силовой установки упадет с 58.84 Н до 45.8 Н. Удельный расход горючего малоразмерной высотной реактивно-поршневой энергетической установки составит 0.000017 кг/кВт·сек. Так же было показано, что использование двухтактного поршневого двигателя в качестве клапана для ПуВРД позволило увеличить ресурс работы комбинированной силовой установки с камерой, за счет отказа от лепестковых клапанов.

В результате расчетов с помощью объединенной математической модели были получены зависимости, представленные на рисунках 2÷4.

Выводы

Приведенная схема малоразмерной высотной реактивно-поршневой энергетической установки ДПЛА может использоваться как основная двигательная установка беспилотного летательного аппарата для повышения высотности, дальности и экономичности полета, а МГД генератор дает дополнительную электрическую мощность до 300 Вт переменного тока частотой 400 Hz за счет тепловых потерь выхлопа.

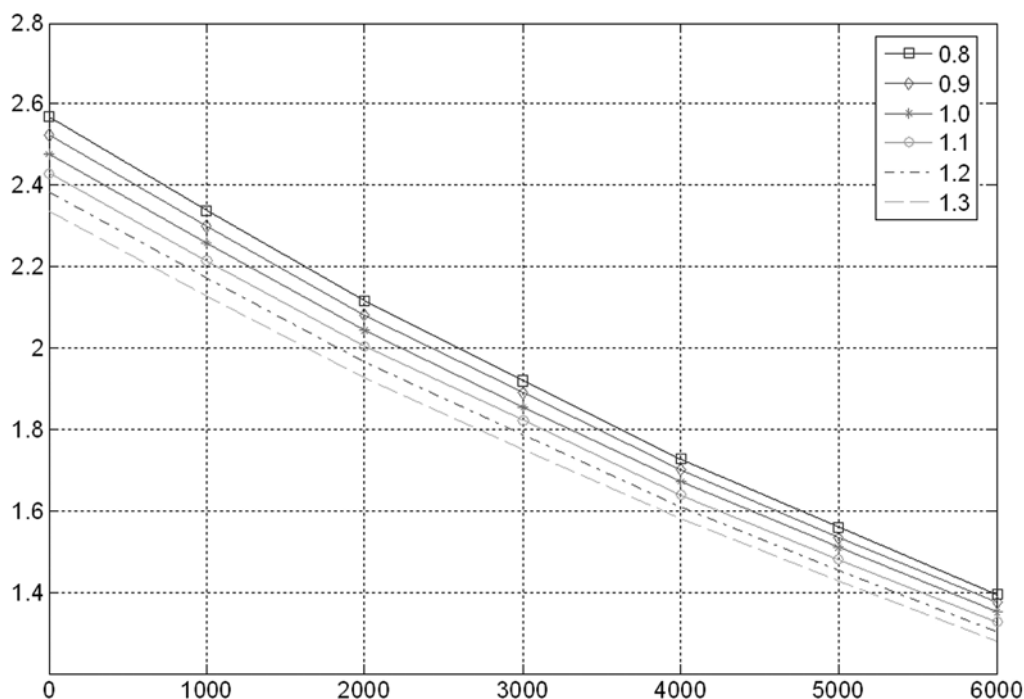


Рисунок 2. Зависимость мощности N_e [л.с.] не форсированного ДВС от высоты его работы H [м] при α (0.8 – 1.3)

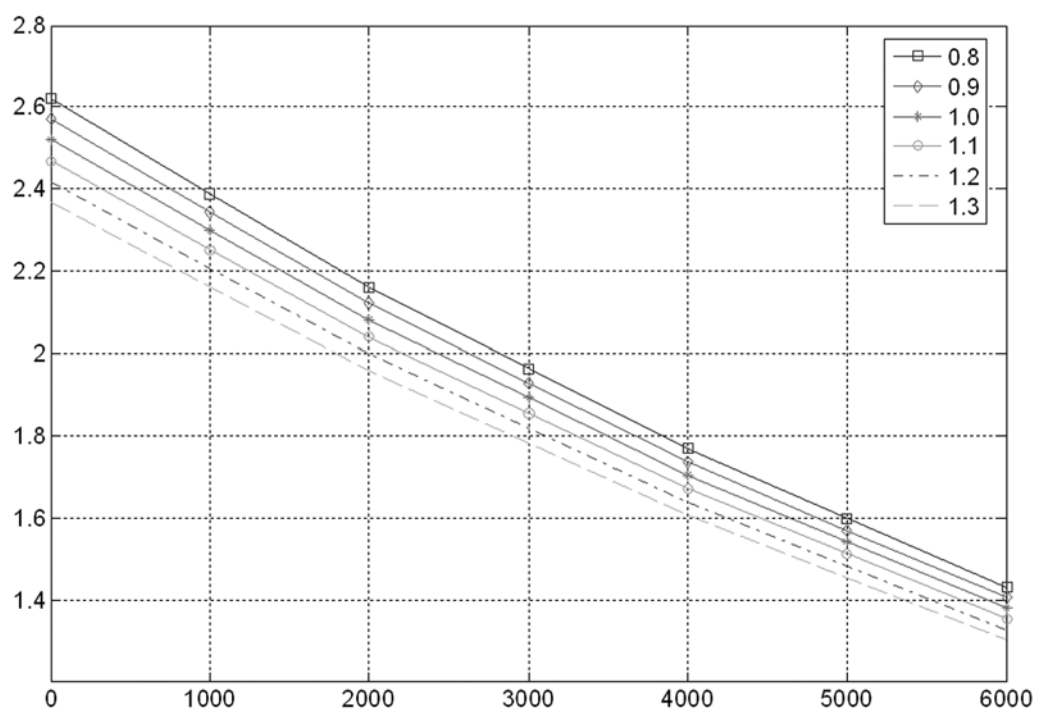


Рисунок 3. Зависимость мощности N_e [л.с.] форсированного ДВС от высоты его работы H [м] при α (0.8 – 1.3)

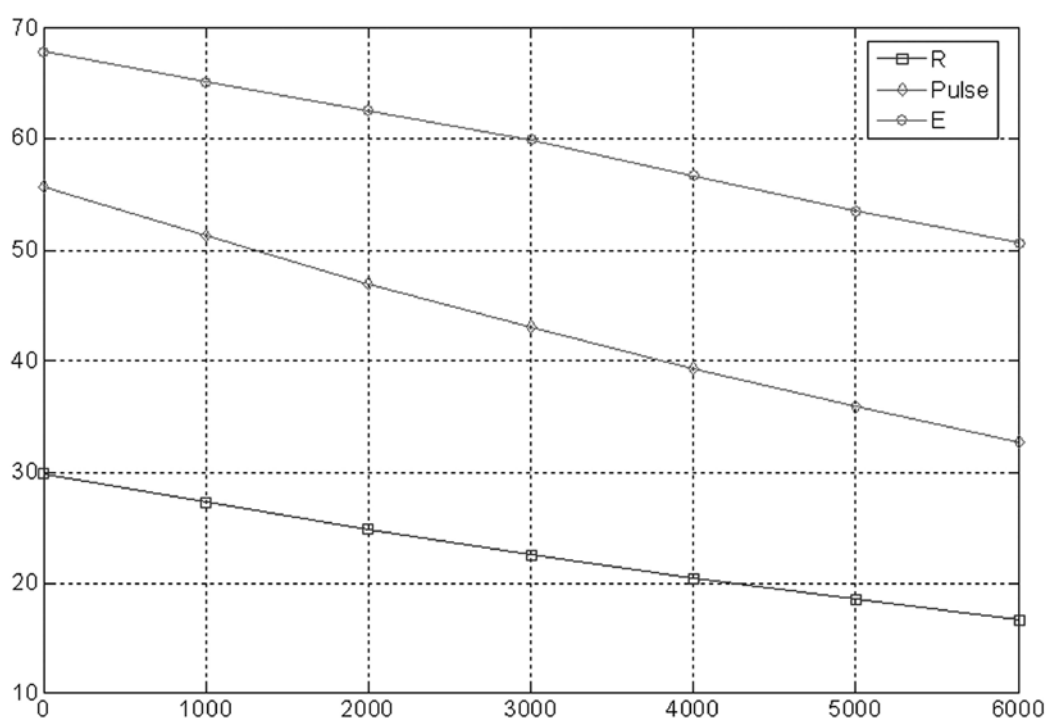


Рисунок 4. Зависимость тяги $R[H]$ от высоты H [м] работы установки для R – реактивной струи, Pulse – пульсирующей горячей струи и E – пульсирующей струи на эжектор

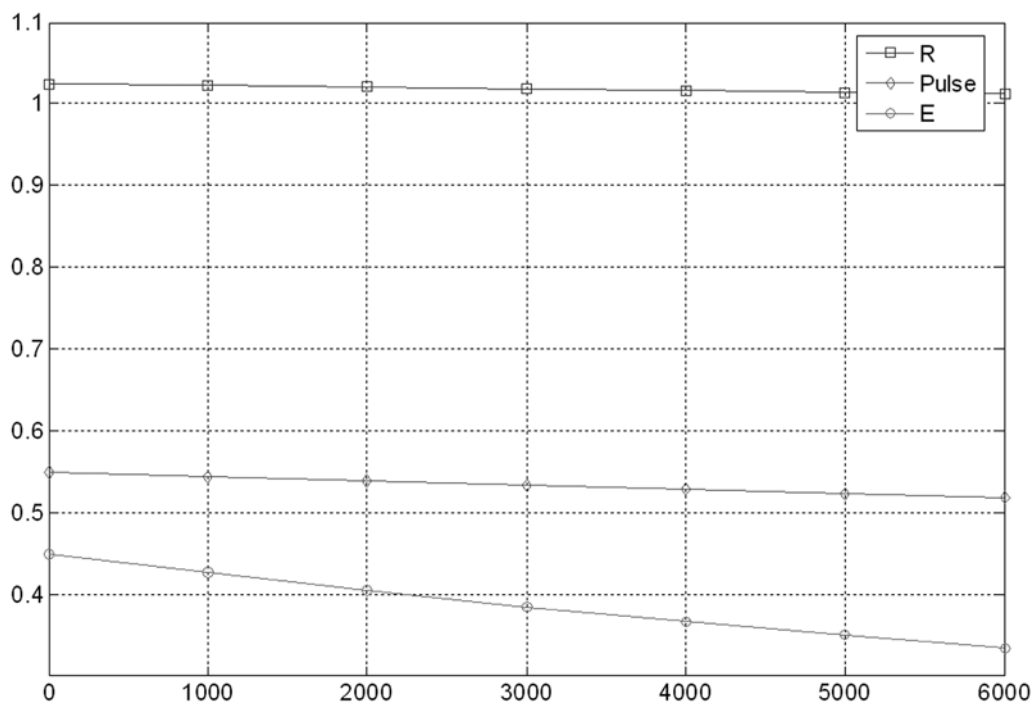


Рисунок 5. Удельный расход силовой установки G_i [кг/кгс*ч] для R – реактивной струи, Pulse – пульсирующей горячей струи и E – пульсирующей струи на эжектор

Список литературы

1 Камардин Н.В. Тепловой и динамический расчет двигателей внутреннего сгорания: пособие. Орел: ОрелГТУ, 2003. С. 6 – 28.

2 Шерстюк А.Н. Насосы, вентиляторы и компрессоры: пособие. М.: Высшая школа, 1972. С. 264 – 270.

3 Исследования термодинамических и тепловых характеристик реактивных двигателей: учебное пособие к лабораторным работам под редакцией проф. В.К.Кошкина и доц. Т.В.Михайлова. М.: МАИ, 1987. С. 10 – 16.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие профилю журнала.
2. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объем статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.
3. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы.
4. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности (соответственно требованиям ВАК, ГОСТ Р 7.0.7):
 - индекс УДК (слева);
 - инициалы и фамилии авторов, ученое звание и ученая степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город) контактная информация (e-mail), название статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы
5. Рукопись статьи предоставляется в двух экземплярах, напечатанных на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
6. Набирать текст необходимо в **MS Word**, используя стандартные шрифты **Times New Roman** и **Symbol**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
7. Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул **Math Equation** или встраиваемый формульный процессор **Math Type**. Формулы в тексте должны быть напечатаны без дополнительных интервалов между строками текста. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте согласно ГОСТ 2.105.
8. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
9. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания количество страниц. Для статей название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц. (Согласно ГОСТ Р 7.0.5, ГОСТ 7.82).
10. Рисунки, таблицы и графики оформляются согласно ГОСТ 7.32
11. Графический материал только в **черно-белом изображении** должен быть четким и не требовать перерисовки.
12. К статье следует приложить диск с файлами:
 - сформированной статьи;
 - рисунков, таблиц, графиков с наименованиями;
 - фотографий авторов (размер фотографий не менее 6х4),
 - иллюстрации (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4)
 - сведений об авторах,в сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), ученое звание, ученую степень, аспирант или соискатель ученой степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), сотовый (предпочтительней), адрес электронной почты.

Издатель

Ордена Ленина, дважды орденов Трудового Красного Знамени
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Редактор *Ефанов В.В.*

Технический редактор *Шевалев И.Л.*

Корректоры *Качанова Р.А., Пригородова Н.В.*

Разработка дизайна обложки журнала:
Бедердинов Р.Ю., Илингин В.М., Меркулов И.Б.

Подписано в печать 24.06.10. Формат 60х84 /8.
Бумага офсетная. Печать офсетная. Объем 7,5 печ.л.
Тираж 500 экз. Зак. 778

Отпечатано с готового оригинал-макета
в типографии ООО «Полиграф-Информ»,
ПЛД № 42-17 от 16.09.98.
248021, г. Калуга, ул. Московская, 247. Тел. 55-99-31.



Поздравляет члена редакционного совета нашего журнала!

Георгий Максимович Полищук

Родился 30 августа 1940 года в г. Хмельник Винницкой области.

С 1967 года, после окончания высшего учебного заведения, занимался вопросами разработки, изготовления и эксплуатации

ракетно-космических систем различного назначения. Занимал ряд руководящих должностей в министерствах и ведомствах по космической тематике.

С 1998 по 1999 г.г. - начальник Управления космических средств дистанционного зондирования Земли Российского космического агентства.

С 1999 по 2005 г.г. - заместитель руководителя Федерального космического агентства.

С 2005 по 2010 г.г. - генеральный конструктор и генеральный директор ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».

В настоящее время заместитель генерального директора по науке ОАО «ИСС им. академика М.Ф. Решетнева»

Награжден многочисленными государственными и ведомственными наградами. Лауреат Государственной премии РФ, лауреат премии Правительства РФ.

Генерал-лейтенант, доктор технических наук, профессор.

Действительный член (академик) Российских академии

естественных наук, академии ракетных и артиллерийских наук, академии космонавтики имени К.Э.Циолковского и Международной академии астронавтики. Заслуженный деятель науки Российской Федерации. Автор свыше 200 научных трудов и монографий.

Г.М. Полищук внес большой личный вклад в определение принципов, целей и задач государственной космической политики, в т.ч. в сфере международного сотрудничества. Он является одним из авторов Федеральных космических программ России, Программы вооружения космическими средствами, а также ежегодных федеральных космических программ и государственных оборонных заказов. Под его руководством и при непосредственном участии осуществлялись работы Роскосмоса по созданию ракетно-космических систем и аппаратов дистанционного зондирования Земли, связи и навигации, автоматических космических станций.

40 лет назад - 24 сентября 1970 г. впервые в мире автоматический возвращаемый аппарат станции "Луна-16" доставил на Землю лунный грунт

