

Двигатель

Научно-технический журнал

№ 5 (89 + 243) 2013



*Все что о лопатках...
стр. 18, 22, 24*

ДВИГАТЕЛЬ

2007 2005 2004



Научно-техническое издание по освещению проблем в промышленности

2010



Медаль АМКЭС "Преодоление"



Редакционный совет

- Агульник А.Б., д.т.н.,**
декан факультета авиационных двигателей МАИ
- Бабкин В.И., к.т.н.,**
ген. директор ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"
- Багдасарьян Н.Г., д.филос.н.,**
профессор МГУ им. М.В. Ломоносова,
МГТУ им. Н.Э. Баумана
- Богуслаев В.А., д.т.н.,**
Президент АО "МОТОР СИЧ"
- Воронков Ю.С., к.т.н.,**
зав. кафедрой История науки РГГУ
- Григорян Г.Г., д.т.н.,**
гл. научный сотрудник ФГУК "Политехнический музей"
- Губертот А.М., д.т.н.,**
зам. директора ФГУП "Исследовательский центр
им. М.В. Келдыша"
- Дическул М.Д.,**
зам. управляющего директора ОАО "УК "ОДК"
- Дмитриев В.Г., д.т.н.,**
вице-президент корпорации "Иркут"
- Иноземцев А.А., д.т.н.,**
ген. конструктор ОАО "Авиадвигатель"
- Каблов Е.Н., академик РАН,**
ген. директор ГНЦ "ВИАМ"
- Каторгин Б.И., академик РАН**
- Коржов М.А., к.т.н.,**
руководитель проекта "Двигатель"
ОАО "АвтоВАЗ"
- Кравченко И.Ф., д.т.н.,**
ген. конструктор ГП "ИВЧЕНКО-ПРОГРЕСС"
- Крымов В.В., д.т.н.**
- Кутенев В.Ф., д.т.н.,**
зам. ген. директора ГНЦ "НАМИ" по научной работе
- Кухаренок Г.М., к.т.н.,**
зав. каф. ДВС Белорусского национального ТУ
- Лобач Н.И.,**
ген. директор ПО "Минский моторный завод"
- Новиков А.С., д.т.н.**
зам. ген. директора ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"
- Пустовгаров Ю.Л.,**
президент Торгово-промышленной палаты
Республики Башкортостан
- Рачук В.С., д.т.н.,**
ген. конструктор, ген. директор
ФГУП "КБ Химавтоматики"
- Ружьев В.Ю.,**
первый зам. ген. директора Российского
Речного Регистра
- Рыжов В.А., д.т.н.,**
главный конструктор ОАО "Коломенский завод"
- Ситнов А.П.,**
президент, председатель совета директоров
ЗАО "Двигатели "ВК-МС"
- Скибин В.А., д.т.н.,**
научный руководитель ГНЦ "ЦИАМ
им. П.И. Баранова"
- Смирнов И.А., к.т.н.,**
ген. конструктор КБХМ - филиала ФГУП "ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева"
- Троицкий Н.И., к.т.н.,**
доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана
- Фаворский О.Н., академик РАН,**
член президиума РАН
- Чуйко В.М., д.т.н.,**
президент Ассоциации "Союз
авиационного двигателестроения"
- Зайков Г.В.,**
ген. директор ГП "НПК газотурбостроения
"ЗОРЯ"-МАШПРОЕКТ"

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор

Александр Иванович Бажанов
член-корреспондент
Международной инженерной академии

Заместитель главного редактора

Дмитрий Александрович Боев

Ответственный секретарь

Александр Николаевич Медведь, к.т.н.

Финансовый директор

Юлия Валерьевна Дамбис

Редакторы:

Александр Аркадьевич Гомберг,

Андрей Иванович Касьян, к.т.н.

Юрий Романович Сергей, к.т.н.

Литературный редактор

Иван Петрович Сидоров

Художественные редакторы:

Александр Николаевич Медведь

Владимир Николаевич Романов

Техническая поддержка

Ольга Владимировна Лысенкова, к.пед.н.

В номере использованы фотографии, эскизы и рисунки:

А.В. Артамонова, А.И. Бажанова,

Д.А. Боева, А.В. Ефимова,

А.Н. Медведя, В.Н. Романова и др.

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111116, Россия, Москва,

ул. Авиамоторная, 2.

Тел./Факс: (495) 362-3925.

dvigatell@yandex.ru

boeff@yandex.ru

aib50@yandex.ru

www.dvigately.ru

Электронная версия журнала (2006-2012 гг.)
размещается также на сайте Научной электронной
библиотеки www.elibrary.ru и включена в индекс РИНЦ

УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели"©

генеральный директор Д.А. Боев

зам. ген. директора А.И. Бажанов

Ответственность за достоверность информации и наличие в материалах фактов, не подлежащих разглашению в открытой печати, лежит на авторах публикаций.
Мнение редакции не всегда совпадает с мнением авторов.

Перепечатка опубликованных материалов без письменного согласия редакции не допускается.
Ссылка на журнал при перепечатке обязательна.

Журнал "Двигатель", рекомендован экспертными советами ВАК по техническим наукам, по истории, экономике, философии, социологии и культурологии в числе журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертации на соискание ученой степени доктора и кандидата наук. Индекс 747 в общероссийском каталоге 2012 г.

Научно-технический журнал "Двигатель"©

зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Пер. № 018414 от 11.01.1999 г.

15-й (107-й) год издания.

Отпечатано

ЗАО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.

Тираж 5 000 экз.

Периодичность: 6 выпусков в год.

Цена свободная.



СОДЕРЖАНИЕ

- 2 МАКС 2013**
- 4 Уникальный самолет ТУ-155 с водородным двигателем**
В.И. Гуров
- 6 Первый по прямооточкам.
(К 100-летию со дня рождения И.А. Меркулова)**
В.М. Хайлов
- 8 К юбилею президента АО "МОТОР СИЧ"
Вячеслава Александровича Богуслаева**
- 9 ЦИАМ на конкурсе "Авиастроитель года"**
И.М. Иванова
- 10 О камерах сгорания современных авиационных двигателей**
О.Ю. Бондарев, Ю.А. Тарасенко
- 18 Анализ существующих способов восстановления лопаток компрессора газотурбинного двигателя**
Е.О. Фомичев, Н.Н. Воронин
- 21 Встреча профессионалов - настоящих и будущих**
- 22 Технология ремонта лопаток в составе моноколеса**
В.А. Гейкин, Е.О. Фомичев
- 23 Вышла из печати книга В.В. Клочкова и В.Ю. Николенко "Современная организация создания авиатехники"**
- 24 Моделирование и разработка новых жаропрочных сплавов**
А.В. Логунов, Ю.Н. Шмотин, И.А. Лещенко, Р.Ю. Старков
- 28 Исследование влияния значений входных давлений на тягу и соотношение расходов компонентов при работе ЖРД на низких режимах**
А.И. Колбасенков, П.С. Лёвочкин, Д.С. Пушкарёв, В.И. Семёнов, Е.Н. Сёмина, И.Г. Стороженко
- 29 Самый мощный ускоритель NVIDIA**
- 30 Турбулентность и динамические режимы в РДТТ.
Импеданс Петрова**
Ю.М. Кочетков
- 34 Проблематичное начало и драматический конец разработки ракеты-носителя Н1**
В.Ф. Рахманин
- 43 От 100-летия "Петли Нестерова" к 125-летию И.И. Сикорского**
- 43 К сертификации двигателя ПД-14**
- 44 Ледоколы на монетах мира**
А.В. Барановский
- 48 Арктика - проблемы и перспективы.
Битва за Севморпуть**
В.С. Шитарёв



МАКС 2013

**МЕЖДУНАРОДНЫЙ
АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИЙ
САЛОН**

27 АВГУСТА – 1 СЕНТЯБРЯ

Фотографии
Сергей Викторович Виноградов
Ростислав Алексеевич Фёдоров
Дмитрий Александрович Боев
а также сайт ОАО "Авиасалон"

Авиасалон в Жуковском в этом году поставил ряд рекордов. Часть из них - к чести организаторов и учредителей Салона, часть - к удивлению публики.

Так, сумма контрактов, заключенных на МАКС-2013, составила 21,2 млрд долларов. Эта цифра на треть превышает результат предыдущего московского авиасалона позапрошлого года. Между тем, единственный твердый контракт, подписанный напрямую между производителем и перевозчиком - это сделка корпорации "Иркут" и авиакомпании "ИрАэро" на поставку 10 самолетов МС-21-300. Согласно документу, общая стоимость контракта составляет \$720 млн по каталожным ценам. Поставки намечены на 2019-2022 годы.

Самым крупным военным соглашением стал трехлетний контракт ОАК на обслуживание авиатехники, находящейся в оперативном управлении Минобороны. Его стоимость составила 3 млрд долларов. А абсолютное большинство новых заказов на российские гражданские самолеты пришлось на SSJ-100 и МС-21.

Говоря о других достижениях авиасалона, генеральный директор компании "Авиасалон" Александр Елизаров назвал число участников мероприятия. "Более тысячи предприятий и организаций, 289 иностранных компаний более чем из 40 стран мира", - сообщил глава компании, заметив, что "по этим показателям МАКС вырос", пишет "Взгляд".

И ещё: МАКС за пять дней его работы в этом году посетило около 300 тысяч человек. А в субботу авиасалон и вовсе поставил рекорд за всю историю - за день, несмотря на непогоду, на аэродроме в Жуковском побывали более 150 тысяч человек. И когда погода всё-таки испортилась окончательно, добираться до выхода пришлось с ещё одним рекордом: до 4 часов!

И тем не менее, если не принимать во внимание непредсказуемую погоду начала московской осени, для постоянных участников Салона - это был один из наиболее чётко организованных МАКСов. Оформление любых документов шло, что называется "в лёт". Ну, а остальное, как и всё в авиации - дело техники.







УНИКАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ ТУ-155 С ВОДОРОДНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Валерий Игнатьевич Гуров, начальник сектора ЦИАМ, д.т.н., ветеран космонавтики России

15 апреля 2013 г. исполнилось 25 лет первого полета самолета Ту-155 с водородным двигателем НК-88. Это была одна из глобальных программ советского времени по замене нефтяного углеводородного топлива альтернативным и экологически чистым. А спустя два дня встретились два выпускника кафедры Э-3 МВТУ (ныне МГТУ) им. Н.Э. Баумана – Валерий Владимирович Архипов и автор настоящего очерка. Встреча состоялась в подмосковном наукограде Королёв в рамках научно-практической конференции по проблемам малого и среднего инновационно-технологического бизнеса. Эта конференция была организована по инициативе администрации города Королева с целью отыскания путей решения обозначенных проблем.

Темой одного из предоставленных на этом форуме докладов была возможность применения газообразного водорода в поршневых двигателях для производства электричества и тепла. Такие энергогенерирующие системы могут применяться в ракетах, самолетах и на земле. В этом основное назначение водорода как универсального энергоносителя. Водород для моего однокашника и тезки (с которым я эпизодически встречаюсь), сродни судьбе. Именно потому там, где ведут серьёзную речь о водороде, с научным подходом к проблеме, почти неизменно присутствует Архипов. По его признанию: "Более значимого и интересного мне в жизни сделать еще не довелось, но – надеюсь на востребованность данной темы. Может быть, еще на что-то и сгложусь...". В качестве авторской ремарки хотел бы отметить, что Владимир Васильевич был направлен в распоряжение руководителей водородного проекта из отряда космонавтов, в котором являлся заместителем командира.

Водород - универсальный энергоноситель будущего



Компановка экспериментального самолёта Ту-155

В.В. Архипов входил в состав экипажа из пяти человек того исторического полета Ту-155 двадцатипятилетней давности в качестве ведущего инженера. Автор очерка – один из шести сотрудников ЦИАМ,

участвовавших в создании двигателей НК-88 и НК-89. Наша встреча на конференции привела ко многим воспоминаниям о том грандиозном проекте – применения криогенных жидкостей в авиации взамен традиционного керосина. Причём – на технике, базирующейся на серийно выпускаемых моделях. Естественно, перерассчитанных на новые задачи и возможности. Напомню, что к криогенным жидкостям (в соответствии с Международным правилом) относятся все жидкости, имеющие температуру кипения при нормальном атмосферном давлении ниже минус 153 градусов Цельсия.

Интерес к применению водорода в качестве топлива в авиации возник в середине 50-х годов прошлого века, когда в Центральном институте авиационного моторостроения им. П.И. Баранова (ЦИАМ) была выпущена научно-техническая справка с аргументацией замены керосина на водород. Но одно дело – теоретическая справка, другое дело – реальность. Многих пугала повы-

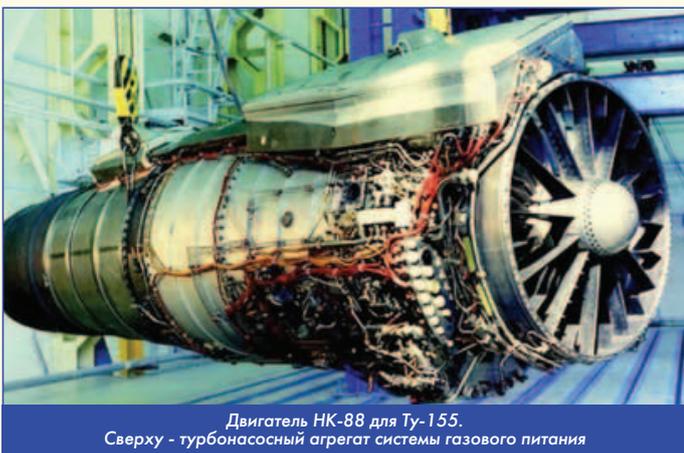


В.В. Архипов (первый справа) с молодыми воспитанниками из г. Жуковского в зале заседания конференции 17.04.2013 г.

шенная взрывоопасность самого легкого элемента Вселенной и отсутствие должной инфраструктуры по его широкому применению и опыта работы с ним в таком качестве. Инициативу ЦИАМ активно поддержали сотрудники Центрального аэродинамического института им. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). В дальнейшем, группа во главе с академиком Струминским предложила интересный вариант сопровождения самолета с водородным двигателем отдельным самолетом-заправщиком. В итоге появились комплексно-целевые программы (КЦП) "Холод-1", "Холод-2" и т.д. Об основных этапах становления этих программ и достигнутых результатах достаточно подробно представлено в журнале Президиума РАН за 2009 год: "Энергия: экономика-техника-экология", №1, с.2-8. Одним из главных результатов упомянутых КЦП и стал первый полет летающей лаборатории самолета Ту-155, один из трех двигателей которого (хвостовой) был заменен на водородный двигатель НК-88.

Как это было

Валерий Владимирович Архипов рассказывает, что перед полетом Генеральный конструктор опытно-конструкторского бюро по созданию двигателя НК-88, дважды Герой социалистического труда, генерал-лейтенант Николай Дмитриевич Кузнецов подошел к нему, посмотрел в глаза и четко сказал: "Тебе замены нет и у тебя нет права на ошибку. Посвяти этот полет тем, кого больше всего любишь". Легко сказать – "нет права на ошибку". А попробуй сохранить четкость мышления, ког-



Двигатель НК-88 для Ту-155.
Сверху – турбонасосный агрегат системы газового питания

да у тебя за спиной емкость объемом 17,5 куб. метров, частично заполненная жидким водородом. Весьма опасные последствия его возможных утечек должны нейтрализовываться азотом, ёмкость с которым разделяли кабину пилотов и эксплуатационно-топливный комплекс (ЭТК). ЭТК включал также и сложную систему управления, основной контроль за которой как раз и осуществлял В.В. Архипов в качестве ведущего инженера, а стало быть и бортового руководителя полета.

При отрыве самолета от взлетной полосы Валерий Владимирович через самолетное переговорное устройство сделал заявление в открытом эфире о посвящении полета памяти майора Архипова (это заявление было зафиксировано службой внешней разведки США). По успешному завершению полета генерал обнял и поблагодарил бортового руководителя полета. У генерала были веские причины для такого отношения с Валерием Владимировичем, у которого в феврале того же года героически погиб за рубежом его младший брат - военный разведчик майор Архипов.

Первый полёт завершился чуть раньше намеченного, для чего у бортового руководителя были веские доводы: в азотном отсеке датчики зафиксировали наличие азота, который должен был автоматически появиться при утечках водорода. Но, слава Богу, причина была иная: азот поступал через баллонный вентиль, разгерметизировавшийся при осуществлении самолетом крена в обе стороны от оси. Это стало понятно только на земле.

Полет продолжался всего 21 минуту по малым кругам на разных высотах - не выше 600 м.



Экипаж самолета Ту-155 после завершения полного цикла испытаний при работе двигателя НК-88 на жидком водороде

Фото из очерка Строкина

Командиром экипажа являлся опытный летчик-испытатель В.А. Севанькаев, вторым пилотом - Герой Советского Союза А.И. Талалакин, а его дублером был В.В. Павлов. Функции бортинженера выполнял А.А. Криулин. В дальнейшем менялся состав экипажей по испытаниям как водородного двигателя НК-88, так и двигателя НК-89, работающего на сжиженном природном газе. Общая наработка двигателей НК-88 и НК-89 в составе летающей лаборатории Ту-155 превысила 145 часов, включая время перелета из Москвы в Ниццу и обратно. На фото представлен экипаж самолета Ту-155 после полного завершения цикла испытаний на жидком водороде - сверху вниз: бортинженер-испытатель -

Кремлев Юрий Михайлович; заслуженный летчик-испытатель - Севанькаев Владимир Андреевич; ведущий инженер-испытатель - Архипов Валерий Владимирович; бортинженер-испытатель - Криулин Анатолий Александрович; заслуженный летчик-испытатель - Талалакин Андрей Иванович.

При совершении демонстрационного полета из Москвы в Ниццу и обратно одним из участников исторического события был академик РАН О.Н. Фаворский. Олег Николаевич (который никогда не сомневался и не сомневается в научно-технической и технологической безупречности реализации грандиозного проекта) ныне признается: "Было слегка неуютно ощущать на высоте соседство столь необычного топлива, каким является сжиженный природный газ. Психологическое напряжение было достаточно устойчивым". Напротив, В.В. Архипов чувствовал себя, как рыба в воде: ведь у него за спиной все полеты с двигателями НК-88 и НК-89, особенно первый полет, наградивший его первой проседью, видимо тогда, когда он решительно (к недоумению первого пилота) отдавал команду на посадку.

По итогам огромной работы создателей летающей лаборатории Ту-155 выпущен в виде книги обобщающий труд, о чем подробно впервые в прессе описано Марком Строкиным в многотиражной газете "Голос ЦИАМ" № 8-9 за 2001 год. Этому материалу очень радовались авторы книги, о чем мне поведал Главный конструктор самолета Ту-155 В.А. Андреев при дарении авторского экземпляра раритетной ныне книги. Представляю материал Строкина практически без изменений.

С верой в будущее авиации России

Вышла в свет книга сравнительно нового жанра - технических воспоминаний "Внимание газы: криогенное топливо для авиации." - М., Московский рабочий, 2001, 224 с. Ее авторы - руководители проекта первых в мире летающих лабораторий (самолетов Ту-155 и Ту-156), использующих в качестве топлива жидкий водород и сжиженный природный газ (СПГ). Четыре мировых рекорда с выполнением длительных полетов (первый полет состоялся 15 апреля 1988 года) на внутрисоюзных и международных трассах - итог 12-летней напряженной творческой работы коллективов опытно-конструкторских бюро А.Н. Туполева и НД, слева направо - В.В. Карлушкин, А.И. Гулиенко, В.И. Гуров, Кузнецова в содружестве Ф.Н. Олифирова, В.М. Калнина со специалистами многих НИИ, ОКБ и летноиспытательных центров.

Книга написана с верой в возрождение нашей страны. Авторы высказывают убеждение, что "развитие России с ее необозримыми территориями и разнообразными климатическими условиями невозможно без целенаправленного развития новых источников энергии и перспективных видов транспорта. Верим и надеемся, что технологии применения альтернативных топлив будут в недалеком будущем внедрены, исследования по этим вопросам будут продолжены, а материалы, изложенные в этой книге, окажутся полезными и будут востребованы теми, кто будет разрабатывать и внедрять новые самолеты, транспортные и энергетические системы.

Технические воспоминания авторов содержат одиннадцать глав с подробной информацией о применении криогенных жидкостей в промышленности и авиации. Достаточно популярно излагается сложная теория газодинамических циклов. Подробно описывается опыт применения криогенной техники в различных отраслях человеческой деятельности и оценивается перспектива использования криогенного топлива в авиации. Увлечательно описана непростая история создания первого в мире криогенного авиационного двигателя НК-88 и летающей лаборатории Ту-155. Показаны возможные

направления развития этой техники для гражданского и военного применения.

Редакция "ГЦ" систематически освещает на страницах газеты вопросы использования криогенного топлива в авиации (см. ГЦ № 10 за 1994 год, № 1, 2 и 15 за 1996 г.), надеемся на активное участие читателей в обсуждении



Ныне здравствующие сотрудники ЦИАМ, принявшие участие в создании криогенных ВРДНК88 и НК89: В.В. Карлушкин, А.И. Гулиенко, В.И. Гуров, Ф.Н. Олифирова, В.М. Калнина

этой актуальной темы. Тем более, что в представляемой книге упоминается активная роль ЦИАМ в разработке концепции криогенной авиации и конкретно перечислены Специалисты нашего института (А.И. Гулиенко, В.И. Гуров, В.М. Калнин, В.В. Карлушкин, Ф.Н. Олифирова, Д.Г. Паки), привлеченные к решению проблем криогенных авиадвигателей.

Известно, что в середине 50-х годов ЦИАМ выступил инициатором применения жидкого водорода в авиации. Технический документ, выпущенный в то время коллективом авторов показал возможность увеличения дальности полета самолета с жидким водородом на борту "всего лишь" на 60% по сравнению с самолетом, работающим на керосине, что затем было подтверждено экспериментально.

Выпущенная тиражом 1100 экз. книга прекрасно оформлена, насыщена уникальными фотографиями и фотодокументами, в том числе техническими показателями четырех мировых рекордов, установленных на самолете Ту-155. Посвящена она изобретателям и испытателям России. Хорошее напоминание всем тем, кто не мыслит своей жизни без творчества.

М. Строкин

Из газеты "Голос ЦИАМ"

Ничто не сбывается. А я верю

Представленное Марком Строкиным содержание книги достаточно полно отражает ее значимость для нашего времени. Од-



Ту-155. Современная съёмка



Бортовая азотная ёмкость. Современная съёмка

нако следует добавить некоторые извлечения из заключения самих авторов уникального труда, которому предшествует эпитафия от Зинаиды Гиппиус: "Ничто не сбывается. А я верю. Везде разрушения. А я надеюсь".

Авторы (В.А. Андреев, В.Д. Борисов, В.Т. Климов, В.В. Малышев и В.Н. Орлов) этим эпитафием еще раз подчеркивали свою оптимистическую позицию, причем с приведением следующих доводов: "...Тема криогенных топлив вышла из моды. Бесценные наработки в этой области, как и во многих других, где российские специалисты занимали ведущие мировые позиции, могут быть безвозвратно утрачены. Но переход на новые альтернативные источники энергии является жестокой необходимостью. Ученые могут ошибаться на 50 и даже на 100 лет, однако ископаемые топлива в какой-то момент

будут исчерпаны. Потеря источников энергии такой же "конец света", как и любые другие глобальные катастрофы и беды. Та страна, ученые и специалисты которой первыми найдут оптимальное решение проблемы перехода на неисчерпаемые источники энергии, получит доминирующее положение в мире. Особенно это важно для России с учетом огромного населения, богатейших природных ресурсов, занимаемого географического положения, климатических зон и огромных расстояний".

Добавить к приведенному высказыванию нечего. Нынешнее время только подкрепляет прогноз 12-летней давности. Нужно быстрее обрести уверенность в спасительном назначении водорода и эту уверенность воплощать в мегапроектах, подобных криогенному самолету Ту-155.



ПЕРВЫЙ ПО ПРЯМОТОЧКАМ

К 100-летию со дня рождения И.А. Меркулова



Вячеслав Михайлович Хайлов,
начальник сектора ОНТИ ЦИАМ, к.т.н.

Игорь Алексеевич Меркулов (1913-1991) принадлежит к замечательной плеяде энтузиастов, которые под руководством С.П. Королева были зачинателями ракетной техники в нашей стране. Он начал работать в этой области с 1932 г. в ГИРД, потом - в РНИИ и на заводе "Авиакхим".

Ещё в далёкие предвоенные годы, будучи конструктором в составе бригады, руководимой Ю.А. Победоносцевым, Игорь Алексеевич ярко проявил себя, участвуя в разработке и летных испытаниях первых в мире воздушно-реактивных двигателей, установленных на артиллерийских снарядах. В 1939 г. Игорь Алексеевич спроектировал первые авиационные воздушно-реактивные двигатели прямооточного типа, которые успешно прошли летные испытания, показав свою работоспособность. Это были первые в мире летные испытания авиационных прямооточных воздушно-реактивных двигателей - ПВРД.



1939 г. Меркулов у Р-3 - первой ракеты с ПВРД

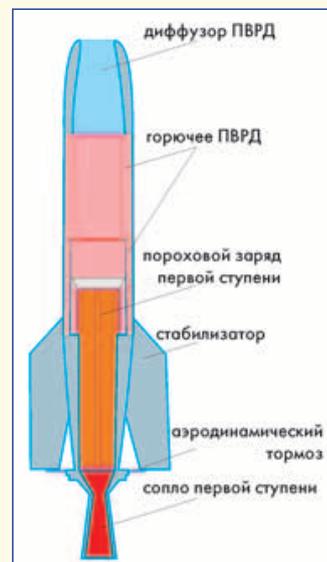
Интересны подробности тех событий. В конце 30-х годов Меркулов вместе с единомышленниками разработал проект одноступенчатой ракеты с комбинированным воздушно-реактивным двигателем, в камеру которого помещался пороховой заряд для первоначального разгона ракеты. Сначала этот двигатель должен был работать как пороховой, а после выгорания пороха - как прямооточный. Иначе говоря, он - автор первого интегрального ракетно-прямоточного воздушно-реактивного двигателя - РПВРД.

Пока в Управлении военных изобретений рассматривался вопрос об испытаниях такой ракеты с прямооточным двигателем (а рассмотрение это растянулось почти на год), Меркулов с товарищами разработал новую конструкцию. Они решили, что проще сделать ракету с двумя самостоятельными двигателями (пороховым и прямооточным), работающими независимо один от другого, чем с одним комбинированным. Так они пришли к мысли спроектировать двухступенчатую ракету. И это - тоже была пионерская идея.

19 мая 1939 г. были проведены официальные испытания предложенной ракеты Р-3 с ПВРД Меркулова, которые показали возможность создания такого двигателя, способного развить тягу, превышающую лобовое сопротивление (что в то время считалось совершенно не очевидным) и даже сумму сил лобового сопротивления и веса. Ракета поднялась на высоту более 1800 м.

Игорю Алексеевичу было тогда 25 лет.

Меркулов одним из первых предложил использовать ПВРД для увеличения максимальной скорости истребителей с поршневыми авиадвигателями. В качестве горючего использовался авиационный бензин из основного бака, поэтому ПВРД назывались "дополнительными моторами" (ДМ). Первый такой двигатель диаметром 240 мм, получивший обозначение ДМ-1, проходил стендовые испытания во второй половине 1939 г. В сентябре того же года были изготовлены более мощные двигатели ДМ-2, длина которых составляла 1500 мм, максималь-

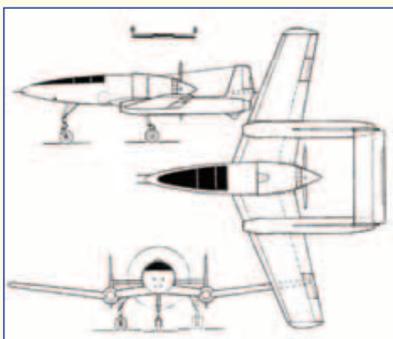


Ракета Р-3

ный диаметр 400 мм, диаметр выходного сопла 300 мм. Вес каждого двигателя вместе с элементами крепления составлял всего 19 кг. После успешных испытаний в аэродинамической трубе ДМ-2 установили под нижними плоскостями истребителя И-15бис. Хвостовую часть самолета во избежание загорания в воздухе обшили металлическими листами.

Испытания И-15бис с ПВРД начались 25 января 1940 г. в районе Центрального московского аэродрома, прямо над городскими кварталами. Зрелище было непривычное. Члены комиссии не без опаски наблюдали, как с увеличением тяги из двигателей стали вырываться яркие огненные струи, а при максимальной тяге они превысили длину фюзеляжа.

Летные испытания ПВРД на самолете И-15бис продолжались по



Виды проекта "Д"

июль 1940 г. Они велись на скоростях 320...340 км/ч. При включении ДМ скорость увеличивалась на 18...22 км/ч. Всего проведено 54 таких полета.

Результаты испытаний получили положительную оценку НКАП 16 декабря 1940 г.

Примерно в это же время разрабатывались не менее интересные проекты самолетов с комбинацией поршневой двигатель (ПД) и ПВРД И.А. Меркулова: в ОКБ А.А. Боровкова и

И.Ф. Флорова - самолет "Д", а в ОКБ В.Ф. Болховитинова - самолет "И". Истребители "Д" и "И" - двухбалочной схемы с двумя ПВРД (встроены в конструкцию) и со стреловидным крылом. С началом войны работы по "Д" и "И" были прекращены.

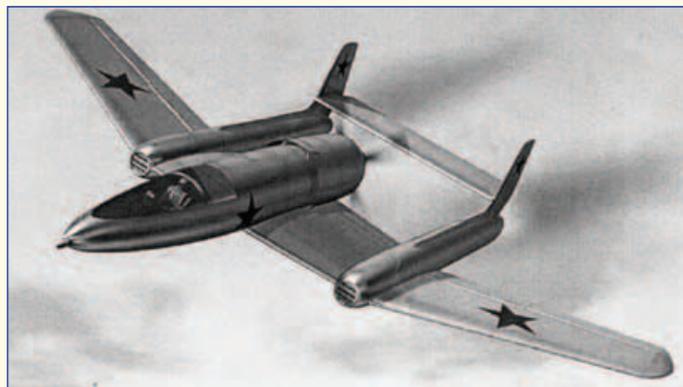
В начале войны Меркулов - руководитель небольшого СКБ. Он получает задание разработать прямоточные двигатели для нового истребителя Як-7. Работать приходилось в крайне трудных условиях. Производственной базы не было. Испытания и работы по доводке нового двигателя ДМ-4 диаметром 500 мм продвигались медленно. Наконец в одном из полетов было получено неплохое увеличение скорости - более 50 км/ч. Но при полете без прямоточных двигателей в истребителе возникла неисправность, и даже такой опытный летчик-испытатель, как С.Н. Анохин, ничего не смог сделать - вынужден был посадить машину "на брюхо". Новый самолет Меркулову не дали, а испытания, ссылаясь на неэффективность прямоточных двигателей, в том числе на большой расход бензина, Наркомат авиационной промышленности решил прекратить.

В феврале 1944 г. НИИ-3 НКАП (Народный комиссариат оборонной промышленности) был по решению Государственного Комитета Обороны преобразован в НИИ-1 НКАП (Народный комиссариат авиационной промышленности), и в нем были сосредоточены все научно-исследовательские работы по реактивной технике. Начальником института стал П.И. Федоров, а его заместителем по научной части - В.Ф. Болховитинов. В НИИ-1 были собраны ранее работающие на других предприятиях группы конструкторов по реактивным двигателям во главе с М.М. Бондарюком, В.П. Глушко, Л.С. Душкиным, А.М. Исаевым, А.М. Люлькой. По программе, намеченной в постановлении ГКО, институт должен был, используя научно-технический задел, полученный в предвоенные и военные годы, развернуть работы по теоретическим, экспериментальным и опытно-конструкторским исследованиям различных направлений развития авиационных реактивных двигателей (жидкостных, прямоточных и пульсирующих). И центр тяжести конструкторских работ по ПВРД переместился туда.

С начала пятидесятых годов Меркулов ищет новые перспективные схемы реактивных двигателей. После окончания Академии авиационной промышленности Игорь Алексеевич



1940 г. И-15бис с ДМ-2



Эскиз проекта "Д"



1944 г. Як-7Б с ДМ-4С

стал руководителем отдела прямоточных воздушно-реактивных двигателей в ЦИАМ - Центральном институте авиационного моторостроения имени П.И. Баранова. Проработал он в этой должности около 5 лет, а в 1960 г. академик Б.С. Стечкин пригласил Меркулова на работу в Институт двигателей Академии наук СССР, где был директором.

За свою долгую, подчас драматичную трудовую деятельность Меркулов всегда оказывался на приоритетных направлениях научно-технических проблем двигателестроения. Так, в 40-е годы, работая у С.А. Лавочкина, он предложил первую в стране форсажную камеру для трофейного турбореактивного двигателя ЮМО-004. В 50-е годы он - ведущий конструктор по первому в стране беспилотному самолёту с прямоточным двигателем. В конце 60-х годов в КБ С.А. Пашкова, Меркулов - ведущий конструктор по первому в стране ионным двигателям, которые в 1972 г. успешно прошли испытания на спутнике "Метеор-18".

Он автор 60 научных публикаций по ракетодинамике, теории реактивных двигателей и истории ракетной техники. Один из организаторов и руководителей Комитета космонавтики ДОСААФ СССР и в этом качестве был известен многим. Он организовал издание научных сборников "Реактивное движение" (1933-1938 гг.). Сам он - автор 120 научно-популярных статей по ракетной технике и космонавтике. И.А. Меркулов вел большую работу по пропаганде трудов К.Э. Циолковского, с которым состоял в переписке. В фондах Государственного музея истории космонавтики (ГМИК) имени К.Э. Циолковского хранится дюжина писем К.Э. Циолковского к И.А. Меркулову. Игорь Алексеевич продолжал работать над проблемами ракетной техники до конца своей жизни.



И.А. Меркулов в 50-х годах. Фото из личного дела ЦИАМ

К ЮБИЛЕЮ ПРЕЗИДЕНТА АО "МОТОР СИЧ"

ВЯЧЕСЛАВА АЛЕКСАНДРОВИЧА БОГУСЛАЕВА



Уважаемые читатели журнала "Двигатель"!

Мы, к сожалению, в силу сроков выхода нашего журнала, уже не преподнесём вам как новость, но тем не менее, с искренней радостью отметим юбилей нашего старинного друга, одного из наиболее деятельных членов Редакционного совета журнала, профессора, доктора наук, депутата высшего законодательного органа Украины, президента АО "МОТОР СИЧ" Вячеслава Александровича Богуслаева.

Для нас Вячеслав Александрович прежде всего - человек, который безоговорочно поверил в нашу задумку и поддержал "Двигатель" практически с первых номеров. И с тех пор редкий номер проходил без интересной и обоснованной информации о запорожских моторостроителях.

За то время, какое прошло от момента юбилея Вячеслава Александровича до выхода нашего журнала, было сказано ему много верных и хороших слов. И не хотелось бы повторяться, хотя он достоин этого повтора многократно. На просторах того, что звалось раньше СССР нет, кажется, больше такого примера удачного функционирования и развития такого крупного производства. Причём - с сохранением тематик и приоритетов. Причём - при удержании градообразующей роли. Как в советское время Запорожский моторостроительный был крупнейшим авиадвигателестроительным предприятием, так и теперь МОТОР СИЧ - один из крупнейших в мире моторостроительных заводов. И как раньше завод был опорой промышленности края, так и теперь во многом он определяет лицо теперь уже целой страны: Украины. Вместе с разработчиком всего нового в той технике, что выпускают здесь - ГП "Ивченко-Прогресс" теперь они составляют моторостроительное объединение, носящее славное имя крупнейшего конструктора-моторостроителя Александра Георгиевича Ивченко. А когда стали непонятны отношения стран наших, именно с этого завода пошла инициатива создать совместное предприятие, накрепко связавшее Запорожский завод и Питерское ОКБ, где, родились выпускаемые им двигатели.

И всё это сделано, сохранено и преумножено в великой мере старанием и способностями Вячеслава Александровича: талантливого инженера и учёного, грамотнейшего руководителя и воспитателя новой смены, прозорливого общественного деятеля и весьма удачливого предпринимателя. 



Многих Вам лет, Вячеслав Александрович!

Удачи во всех делах!

Любви и счастья в жизни!

Доброго отношения с родными, друзьями и коллегами!

Понимания партнёров, соратников и государственных мужей!

И много нового и интересного - к нам в журнал!





НА КОНКУРСЕ "АВИАСТРОИТЕЛЬ ГОДА"

Ирина Михайловна Иванова, ЦИАМ им. П.И. Баранова

31 октября 2013 г. в центре Международной торговли в Москве состоялась торжественная церемония награждения победителей все-российского конкурса "Авиастроитель года" по итогам 2012 г.

Конкурс "Авиастроитель года" проводится с целью развития системы общественного стимулирования коллективов корпораций, предприятий авиационной промышленности, учреждений, ассоциаций и других объединений юридических лиц, а также обществ, организаций и отдельных физических лиц, добившихся выдающихся результатов в научной, производственной и социальной сферах в области авиастроения и внесших весомый вклад в развитие отрасли. Учредители конкурса НП "Союз авиапроизводителей" России (САП), ОАО "Объединенная авиастроительная корпорация", ОАО "УК "ОДК", ЗАО "АКБ "Новикомбанк", ОАО "Вертолеты России".

В этом году конкурс проводился во второй раз. В нём приняли участие 103 предприятия авиационной промышленности в 10 номинациях. Победителями и лауреатами конкурса признаны 22 предприятия из Москвы, Омска, Ульяновска, Самары, Перми, Рыбинска и других городов. Дипломами Оргкомитета отмечено несколько работ предприятий, не ставших лауреатами. На церемонии награждения присутствовало около 400 представителей предприятий авиационной промышленности России, органов законодательной и исполнительной власти.

Ученые ЦИАМ стали победителями и лауреатами конкурса в двух номинациях. В номинации "За создание новой технологии" было представлено 12 работ. Первое место жюри присудило работе "Разработка технологии проектирования и изготовления полый рабочей лопатки вентилятора для перспективного двигателя ПД-14", выполненной авторским коллективом ОАО "Авиадвигатель" (г. Пермь) и ФГУП "ЦИАМ". Для выполнения работы была сформирована рабочая группа,

состоящая из специалистов ЦИАМ, ОАО "Авиадвигатель", ИПСМ РАН и ОАО "УМПО". Учеными ЦИАМ был разработан аэродинамический проект бесплочного вентилято-



ный участник работы - Максимов Александр Андреевич, старший сотрудник отд. 002.

Основной целью работы в 2012 году был максимально возможный учет интересов российских разработчиков при выборе показателей (метрики) эмиссии CO₂ и определении границ применимости Стандарта. В результате исследований, проведенных в ЦИАМ, Россия заняла в ИКАО твердую позицию по поддержке одного из показателей, основанного на средней величине приведенного крейсерского километрового расхода топлива, устраивающего российских разработчиков. В дальнейшем этот показатель и был принят на заседании Комитета по защите окружающей среды от вредного воздействия авиации САЕР в феврале 2013 г. в Монреале. Кроме того, по принятому предложению ЦИАМ, из группы самолетов, к которым будет применяться Стандарт, были исключены "самолеты специального назначения", в частности, самолет-амфибия Бе-200, военно-транспортный самолет Ил-76. В этой номинации было представлено пять работ.

Оргкомитет конкурса уже объявил прием заявок на участие в конкурсе "Авиастроитель года" 2013 с 1.01.2014 по 30.04.2014. Принять участие в конкурсе по итогам 2013 года приглашаются все желающие. Заявки следует направлять в дирекцию НП "Союз авиапроизводителей" (email: info@aviationunion.ru, тел. (495) 926-1420 доб.8067, 8667)



ра с применением современных методов пространственного профилирования на базе прототипа С180-2, успешно прошедшего испытания на стенде Ц-3А на базе НИЦ ЦИАМ (пос. Тураево).

Руководитель проекта от ЦИАМ - начальник отделения компрессорных машин Милешин Виктор Иванович, а от ОАО "Авиадвигатель" - заместитель главного конструктора Харин Сергей Александрович.

Лауреатом конкурса, завоевавшим второе место в номинации "За вклад в разработку нормативной базы в авиации и авиастроении" стала работа "Вклад ЦИАМ в разработку Международного Стандарта ИКАО по эмиссии углекислого газа (CO₂)". Руководитель работы - Мирзоян Артур Амазаспович, начальник сектора отдела 002. Актив-

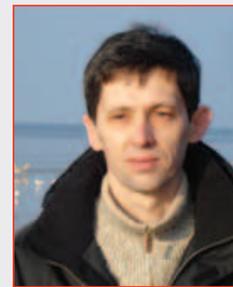


О КАМЕРАХ СГОРАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ



Олег Юрьевич Бондарев, специалист II уровня по визуальному и измерительному контролю, президент Промышленной ассоциации "МЕГА" в области технической диагностики

Юрий Александрович Тарасенко, специалист инженерно-авиационной службы ВВС



Камера сгорания авиационного газотурбинного двигателя - это своего рода его сердце. Не будет работать она (или будет работать плохо) - двигатель остановится со всеми вытекающими из этого последствиями. Из чего же проистекает эта ее уникальная необходимость?



Рис. 1. Индивидуальная камера сгорания двигателя Rolls-Royce RB.41 Nene

Авиационные ПТД, как известно, относятся к классу ВРД. Воздушно-реактивные двигатели обычно делят на два типа: прямой и непрямой реакции. Если говорить о двигателях прямой реакции, то есть таких, которые для создания тяги используют струю выходящих газов, то здесь основополагающим становится принцип реактивного движения.

Однако сам по себе этот принцип не подразумевает обязательное наличие камеры сгорания. Все природные движители такого типа, вполне естественно, ее не имеют. Осьминог, например, вполне, похоже, доволен своим водометом. Да и в технике таких примеров немало. Допустим, те же двигатели орбитальной ориентации космических кораблей и станций.

В простейшем определении реактивная тяга предполагает отделение от тела какой-то его части с определенной массой и определенной скоростью относительно этого тела. От величины этой массы и скорости как раз и зависит величина создаваемого импульса и в конечном итоге тяги.

Для воздушно-реактивного двигателя в его родной среде, атмосфере, упомянутая выше масса - это масса воздуха, проходящего через газозводушный тракт в единицу времени. Чем больше воздуха проходит через двигатель, тем больше тяга.

Такое положение, в частности, хорошо иллюстрируется на примере турбовентиляторных двигателей с большой степенью двухконтурности. Действенным и практически единственным способом увеличения расхода воздуха в этом случае является увеличение диаметра двигателя.

Однако этот способ увеличения тяги имеет свои границы. Ведь диаметр двигателя не может расти до бесконечности. Такие действия выливаются в итоге в увеличение лобового сопротивления и массы (плюс, конечно, габаритные размеры). А это первейшие враги летательного аппарата.

Второй фактор, напрямую влияющий на величину тяги, - это скорость, с которой воздух (или газ), проходящий через двигатель, выходит из него через выходное устройство (сопло). Ее тоже можно постараться увеличить.

Если не принимать во внимание камеру сгорания (отказаться от нее), то, казалось бы, реально это было бы сделать путем увеличения давления по тракту двигателя, с тем чтобы это давление срабатывалось в выходном устройстве, и газ выходил из двигателя с большой скоростью, образуя реактивную тягу.

Например, если вообразить некий "идеальный" прямоточный двигатель без камеры сгорания, движущийся с большой скоростью, то воздух, попадающий в него, будет тормозиться с повышением давления. Это давление в идеале потом будет срабатывать в сопле, и мы получим реактивную тягу. Такой двигатель должен будет поддерживать определенную, изначально заданную скорость. Заметьте, без камеры сгорания.

Да, он должен. И теоретически (при определенных допущениях) это возможно. Но он не будет, потому что на практике (так сказать, "в железе") обязательно будут потери той механической энергии, которая была приобретена путем сжатия воздуха во входном устройстве двигателя. В итоге действительная скорость истечения окажется меньше заданной, что повлечет за собой уменьшение давления внутри "двигателя", что в свою очередь еще более затормозит его и так далее к закономерному итогу. В реальности такой двигатель не жизнеспособен.

Более того, если даже пренебречь потерями, он не сможет самостоятельно увеличить скорость. Ведь у него не будет никакого управляющего воздействия, которое бы смогло его к этому побудить (в реальной камере сгорания это подача топлива). Тем более что самостоятельно запуститься и выйти на нужный режим скорости он тоже не сможет, как и любой прямоточный двигатель.

Для того чтобы двигатель все-таки оживить, необходимо сообщить воздушному потоку, проходящему через него, дополнительную энергию, которой бы хватило на нейтрализацию неизбежных потерь и на разгон этого потока в сопле с целью получения достаточной тяги.

Вот эти функции как раз и выполняет камера сгорания ПТД. Она подводит к потоку тепловую энергию, получаемую в результате химической реакции окисления топлива кислородом воздуха, то есть попросту его сгорания.

Полноценный ВРД прямой реакции для обеспечения, так сказать, всережимности содержит в себе еще и компрессор с приводящей его турбиной. В итоге получаем газогенератор (компрессор - камера сгорания - турбина), основу любого современного ПТД. В английском для него даже существует характерное название - "core", один из переводов которого означает "ядро". А сердцем этого самого "ядра" как раз и является камера сгорания, дающая ему жизнь.

Именно благодаря ей современные ВРД достигают высоких уровней тяги. В том числе и турбовентиляторные двигатели целиком от нее зависят, хотя у них 80 % (и выше) тяги приходится на вентилятор, то есть второй контур, в котором камеры сгорания нет. Однако большой тяжелый вентилятор вращается турбиной, которая без КС не смогла бы выполнять свои полезные функции.

В газогенераторе высокоэнергетический поток газа, выходящий из камеры сгорания, может расходовать свою энергию двумя основными путями. Первый - когда ее малая часть используется для вращения турбины с целью привода компрессора, а остальная - для получения большой реактивной тяги.

В этом случае получаем, как уже выше говорилось, ВРД прямой реакции. К ним относятся все собственно реактивные двигатели - ТРД, ТРДФ, ТРДД (Ф), ТВРД, ПВРД и др.

Второй путь - это когда большая часть (то есть практически вся) энергии потока срабатывается именно на турбине, причем не только для обеспечения вращения компрессора, но и для получения полезной работы на валу двигателя (на основном или на валу свободной турбины).

Это уже будут так называемые ВРД непрямой реакции, которые для проявления своей "полезности" требуют наличия дополнительного движителя. Обычно это воздушный или несущий винт, а сами двигатели - ТВД или вертолетные ГТД (турбовальные двигатели).

Однако роль камеры сгорания ГТД вне зависимости от его типа неизменна и очень важна.

Само понятие "камера сгорания" довольно широко распространено в технике. Она есть в каждой тепловой машине (в том числе и у обычного автомобильного ДВС в его поршневых цилиндрах). Но конструкция, условия и принцип работы, конечно, у каждой машины свои.

Авиационный ГТД в силу своей специфики обладает так называемой камерой сгорания непрерывного действия (в отличие от ДВС), и как тепловая машина работает в соответствии с термодинамическим циклом Брайтона.

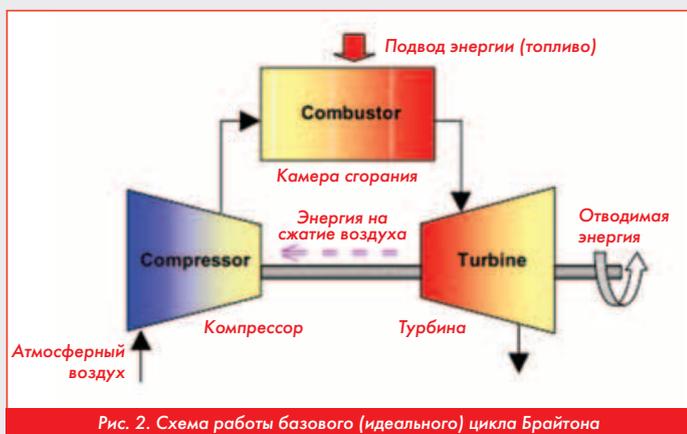


Рис. 2. Схема работы базового (идеального) цикла Брайтона

В этом цикле на участке Н-Кад происходит адиабатное сжатие воздуха сначала во входном устройстве (воздухозаборнике Н-В), затем в компрессоре. Затем на отрезке Кад-Г происходит подвод тепла к газовому потоку в камере сгорания. Это процесс изобарический, то есть давление в камере сгорания остается постоянным.

Затем на участке Г-Сад газ адиабатно расширяется, сначала в турбине (Г-Т), а затем в реактивном сопле (Т-Сад). Участок Сад-Н соответствует изобарному процессу отвода тепла в атмосферу. То есть это тот самый холодильник, без которого не обходится ни одна тепловая машина.

Однако описываемые процессы соответствуют идеальному циклу. В реальности в двигателе в качестве рабочего тела представлен не воздух, а газ, теплоемкость которого непостоянна. К тому же в реальном двигателе обязательно имеют место потери: гидравлические, механические и тепловые.

Поэтому реальный рабочий цикл несколько отличается от идеального.

На участках Н-К и Г-С процессы протекают не по адиабатам, а по более крутым политропам из-за того, что присутствуют ощутимые гидравлические потери, которые способствуют нагреву газа.

А интересующий нас участок К-Г, то есть тот, на котором, собственно, работает камера сгорания в реальном цикле, уже не горизонтален. Он принимает вид нисходящей линии.

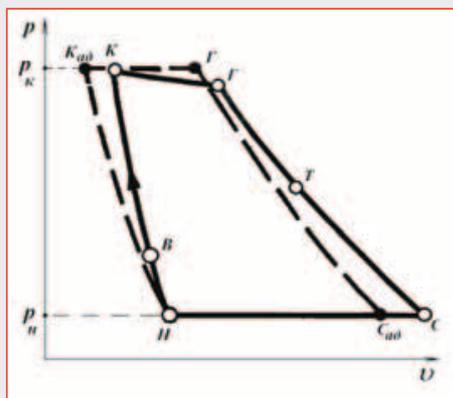


Рис. 3. Соотношение идеального и реального циклов Брайтона

Получается, что подвод тепла в камере сгорания ГТД происходит не при постоянном, а при падающем давлении. Это происходит из-за тех же гидравлических потерь, без которых, к сожалению, не обойтись, и к сокращению которых при создании камеры сгорания и доводке ее на стенде приходится уделять немало внимания. Кроме того, в реальной КС имеет место некоторое увеличение скорости потока газа, также влекущее за собой определенное падение давления.

Таким образом, камера сгорания ГТД работает на повышение энергоемкости газового потока через двигатель. Чем выше температура газов, выходящих из КС, тем выше в конечном итоге скорость их истечения из сопла двигателя (или же располагаемая мощность турбовального двигателя).

Возможно предположение, что не менее эффективно на скорость истечения (мощность ТВД) может повлиять повышение степени сжатия воздуха, поступающего в КС (то есть степени сжатия в компрессоре), однако это не совсем так.

Повышение степени сжатия в компрессоре означает увеличение срабатывания энергии газового потока на турбине. То есть турбина должна совершать большую работу для вращения компрессора с целью достижения большей степени сжатия воздуха в нем.

В этом случае газ, выходящий из камеры сгорания, в большей степени расширяется на турбине, и давление в нем падает, что вызывает снижение скорости истечения газа из сопла двигателя (или же доли энергии, срабатываемой на свободной турбине турбовального двигателя).

На практике, таким образом, получается, что при увеличении степени повышения давления в компрессоре скорость истечения газа из сопла увеличивается незначительно либо не увеличивается совсем, или даже может уменьшиться.

Поэтому основной целью увеличения степени сжатия в компрессоре является улучшение работы камеры сгорания в плане уменьшения расхода топлива по отношению к тяге, то есть повышение экономичности двигателя или повышение его к.п.д. А для увеличения скорости истечения газа из сопла двигателя (и в конечном счете тяги двигателя) используется более понятный путь - увеличение температуры газа, то есть температуры в камере сгорания двигателя.

Однако повышение температуры газа - путь очень непростой, потому что напрямую отражается на условиях работы камеры сгорания ГТД, и условия эти, мягко говоря, весьма специфичны и непросты, несмотря на кажущуюся иногда простоту устройства этого узла. Вот, к примеру, несколько цифр и фактов на этот счет.

Воздушный поток, поступающий на вход в камеру сгорания, может иметь температуру до 700 °С и давление до 45 атм. Внутри нее (в факеле) температура может достигать величины порядка 2200 °С, а на выходе из него - 1650 °С. Тут уместно вспомнить, что температура плавления материалов, из которых изготовлены узлы, где происходит непосредственное горение топлива (так называемая жаровая труба), имеет величину около 1300...1350 °С.

Эта величина, правда, при нормальных условиях работы не достигается в результате правильно используемых методов охлаждения. Тепло передается элементам конструкции камеры сгорания ГТД двумя основными путями: конвективным (при непосредственном соприкосновении горячих газов со стенками КС) и способом непосредственного излучения факела пламени. В процессе работы температуры корпусов КС достигают величин порядка 350...400 °С, а жаровых труб - 750...950 °С.

Разделение потока на отдельные струи при прохождении различных элементов конструкции КС, работа форсунок, различного рода завихрителей и смесителей в сочетании с определенной неравномерностью поля температур и нагрева отдельных деталей способствует возникновению коробления (как крайний случай даже прогаров) элементов КС.

Перед создателями камер сгорания ГТД стоит также задача обеспечения так называемого устойчивого горения в потоке (а значит, надежности работы). Это приходится делать в условиях, которые для нормального горения и надежного распространения пла-

мени, мягко говоря, малопригодны. Скорости потока очень высоки (иной раз больше скорости распространения пламени), а состав топливо-воздушной смеси часто может находиться вне концентрационной зоны распространения пламени.

При всех этих экстремальных условиях нагреваемые узлы (особенно жаровые трубы) ощутимо меняют свои размеры (ведь тела, как известно, при нагревании расширяются) как в радиальном, так и в осевом отношении. Это заставляет конструкторов принимать специальные меры для компенсации теплового расширения этих узлов во избежание их деформации и потери надежности и корректной работоспособности (чаще всего используется что-то типа скользящего соединения).

Кроме того, при таких высоких температурах создаются отличные условия для газовой коррозии металлов, из которых изготовлены теплонапряженные детали. Ведь они постоянно омываются химически активными газами под большим давлением (до 40 атм) и с большой скоростью потока. В этих условиях возможно существенное сокращение ресурса и надежности КС.

Короче говоря, условия работы камеры сгорания ГТД очень тяжелы и сложно организованы. Для надежности и эффективности работы в ней как бы поддерживается определенный, достаточно тонкий баланс между происходящими процессами, их параметрами и конструктивными особенностями ее элементов. В случае изменения какой-либо составляющей этого баланса могут в конечном итоге измениться все характеристики работы КС. Поэтому при ее разработке практически всегда имеет место определенный консерватизм.

Реальная камера сгорания ГТД должна удовлетворять следующим требованиям:

- Высокая эффективность сгорания топлива. Характеризуется специальным коэффициентом полноты сгорания, который для современных двигателей на расчетных режимах достигает величин 0,98...0,99 и более.

- Малые гидравлические потери полного давления. Для современных камер сгорания авиационных двигателей эти потери равны в среднем 3...5 % (хотя могут быть и больше 10 %).

- Быстрый и надежный запуск, устойчивая работа на различных режимах и во всем предусмотренном диапазоне изменения состава топливо-воздушной смеси (максимальное расстояние между так называемыми бедным срывом и богатым срывом в соответствии с коэффициентом избытка воздуха α , характеризующим соотношение количества топлива и воздуха в топливо-воздушной смеси), а также в различных погодных условиях (например, попадание воды, града с входящим потоком).

- Высокая теплонапряженность КС. Это параметр, характеризующий полноту использования объема камеры для процессов горения и получения тепловой энергии. Чем выше теплонапряженность, тем меньше размеры и, соответственно, вес камеры.

- Малая величина показателя неравномерности поля температур на выходе из камеры сгорания. Этот показатель очень важен для определения условий работы турбины. Его делят на две составляющие - окружную неравномерность, которая более важна для лопаток соплового аппарата, и радиальную неравномерность, актуальную для вращающихся рабочих лопаток. В камерах сгорания авиационных ГТД этот показатель достигает 15...20 % (и более) и может быть задан определенной величиной (для правильного формирования величины нагрузок на лопатки).

- КС должна иметь хорошее охлаждение, обеспечивающее низкую температуру элементов. Она также должна быть максимально проста по конструкции и в эксплуатации, иметь достаточный ресурс и обладать высокой технологичностью производства.

- На стенках КС не должно быть нагарообразования и коксовых отложений. Величина вредных выбросов и образование дыма должны быть минимальны. Для этих характеристик предусмотрены специальные показатели: индексы эмиссии, параметры эмиссии и число дымности SN.

Основная цель при разработке и создании перспективных КС - это рост температуры и теплонапряженности, снижение гидравлических потерь и количества вредных выбросов.

В общем случае камера сгорания ГТД представляет собой кольцеобразный узел, передняя часть которого соединена с компрессором, а задняя переходит в турбину, перенаправляя на нее газовый поток.

Это так называемая встроенная камера. Входной ее диаметр обычно не превышает диаметр компрессора, а выходной - турбины. Бывают еще и выносные камеры, однако применяются они практически только на стационарных ГТУ (то есть не авиационного назначения).

Внутренний корпус (кожух) этого кольца (для современных двигателей) опоясывает (и отделяет от горячей части) вал, соединяющий турбину и компрессор, подшипниковые опоры, коммуникации систем и т.д. (в зависимости от конкретной конструкции).

Внешний корпус является, по сути дела, внешним корпусом двигателя. А между этими корпусами (внутри) расположены жаровые трубы. Жаровая труба - это конструктивный узел, в котором непосредственно и происходит процесс горения. По форме она на самом деле напоминает трубу.

Внешний и внутренний корпусы в сочетании с некоторыми другими элементами на входе в камеру сгорания формируют диффузор, в котором происходит торможение воздушного потока с повышением его давления.

Все камеры сгорания в принципиальном плане похожи друг на друга, однако существует их деление по определенным, достаточно существенным признакам. Один из принципов классификации камер сгорания ГТД - это деление их по общей компоновке. Сегодня существует три типа компоновок: трубчатая (или индивидуальная), трубчато-кольцевая и кольцевая.

Трубчатая (индивидуальная) камера сгорания несколько выбивается из приведенного выше определения ее как кольца с двумя корпусами, потому что состоит из нескольких отдельных секций, каждая из которых имеет свой собственный трубообразный корпус и расположенную внутри него жаровую трубу.

Жаровые трубы соединены между собой так называемыми пламяперебрасывающими патрубками, служащими для передачи факела пламени в соседние трубы при запуске и в случае погасания одной из труб. Живучесть двигателя с такой камерой достаточно высока. Плюс такая конструкция облегчает эксплуатацию и ремонт двигателя. Каждую индивидуальную КС можно снять для ремонта, не разбирая весь двигатель.

Из-за небольшого объема дводка такой КС при ее разработке достаточно легка. Такая камера хорошо komponуется с центробежным компрессором. Это одна из главных причин ее использования на ранних ТРД, имеющих такой компрессор.

Примером может служить британский двигатель Rolls-Royce RB.41 Nene, устанавливаемый на самолет

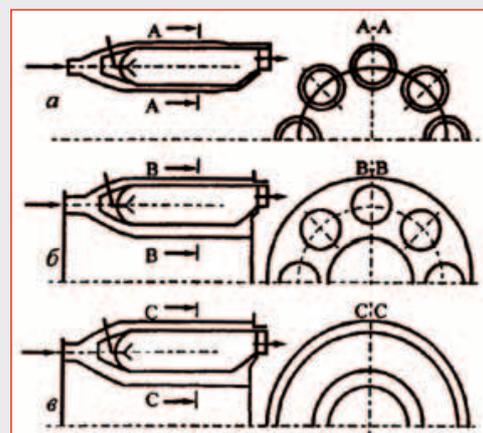


Рис. 4. Конструктивные схемы камер сгорания: а - трубчатая; б - трубчато-кольцевая; в - кольцевая

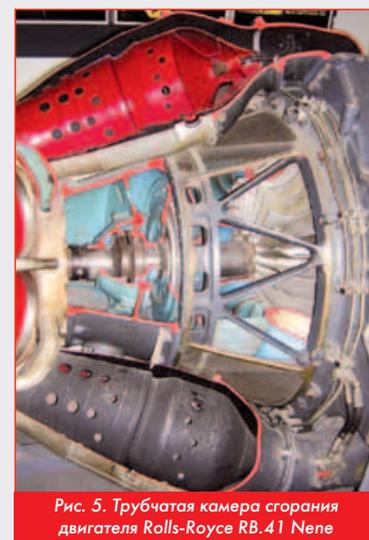


Рис. 5. Трубчатая камера сгорания двигателя Rolls-Royce RB.41 Nene

Hawker Sea Hawk, и его последователь, советский двигатель ВК-1 (или РД-45, с форсажем - ВК-1Ф/РД-45Ф), для самолетов МиГ-15, МиГ-17, Ил-28, Ту-14. Или же чехословацкий Motorlet M-701, установленный на массовом учебно-тренировочном самолете Aero L-29 Delfin.



Рис. 6. Двигатель Rolls-Royce RB.41 Nene



Рис. 7. Самолет HAWKER SEA HAWK

Трубчатая КС в силовую схему двигателя не входит. В конструкциях различных двигателей может быть от 6 до 22 индивидуальных камер.



Рис. 8. Двигатель РД-45



Рис. 9. РД-45 с трубчатой камерой сгорания

Однако такая камера сгорания обладает очень существенным недостатком - неравномерностью поля температур, давлений и скоростей газового потока на



Рис. 10. МиГ-15 с двигателем РД-45



Рис. 11. Двигатель Motorlet M701



Рис. 12. L-29 Delfin

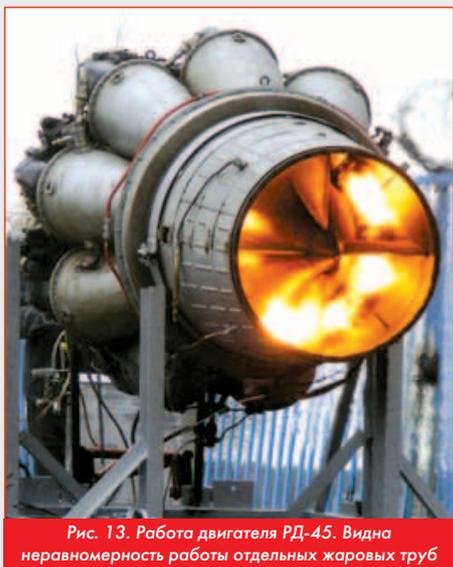


Рис. 13. Работа двигателя РД-45. Видна неравномерность работы отдельных жаровых труб

ранения несколько жаровых труб (для АЛ-21Ф-3 - 12 штук, на других двигателях обычно от 9 до 14), расположенных по окружности (по кольцу) внутри общего корпуса (или кожуха), который обычно включен в общую силовую схему двигателя. Жаровые трубы соединены пламя перебарсывающими патрубками. В своей выходной части они также соединены специальным общим коротким патрубком, носящим название "газосборник".



Рис. 14. Двигатель АЛ-21Ф-3 (компоновка С) для самолетов Су-17М



Рис. 15. Истребитель-бомбардировщик Су-17М4 с двигателем АЛ-21Ф3

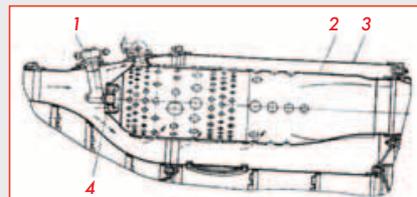


Рис. 16. Трубно-кольцевая камера сгорания: 1 - форсунки, 2 - жаровая труба, 3 - кожух камеры сгорания, 4 - стабилизатор (завихритель)

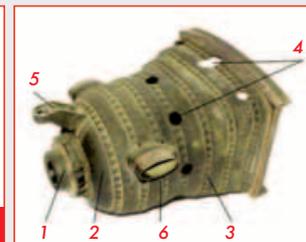


Рис. 17.

На рис. 17 дан пример жаровой трубы трубчато-кольцевой КС: 1 - место установки форсунки; 2 - передняя стенка с завихрителем; 3 - отверстия для охлаждающего воздуха; 4 - отверстия для вторичного воздуха; 5 - кронштейн; 6 - пламяперебарсывающий патрубок. Он облегчает формирование более равномерного поля температур перед турбиной по окружности фронта потока газа.

Трубно-кольцевые камеры сгорания по своим выходным параметрам, сложности доводки и удобствам эксплуатации и ремонта занимают промежуточное положение между трубчатыми камерами и следующим конструктивно-компоновочным видом - камерами кольцевыми.

Кольцевые камеры сгорания ПТД имеют одну жаровую трубу, которая выполнена в виде кольца и концентрически расположена между наружным и внутренним корпусами КС. Она состоит из средней части, выполненной в виде наружной и внутренней поверхностей (их еще называют смесителями), выходного газосборника и фронтного устройства (передняя часть) с местами (горелками) для установки форсунок и устройствами подачи воздуха в жаровую трубу. Таких мест может быть довольно много - от 10 и до 132 (на реальных двигателях, в том числе наземных ГТУ) и даже более (в экспериментальных КС).

Из всех упомянутых камер кольцевая - самая совершенная в плане равномерности поля температур. Кроме того, она имеет минимальную длину и суммарную площадь поверхности, и поэтому она самая легкая (около 6...8 % от массы двигателя), обладает минимальными потерями давления (гидравлическими потерями) и требует меньшего количества воздуха для охлаждения.

Однако такая камера сложна в доводке, обеспечении устойчивого горения и прочности, особенно при больших размерах и

высоком давлении потока газа. Кроме того, возможности ремонта ее достаточно малы и в основном требуют разборки двигателя. Хотя осуществление контроля вполне возможно с использованием современных бороскопических устройств. Положительные качества более существенны, и поэтому кольцевые камеры сгорания используются практи-



Рис. 18. Кольцевая камера сгорания двигателя НК-32 (самолет Ту-160)



Рис. 19. Двигатели НК-32 на самолете Ту-160. Послеполетный осмотр

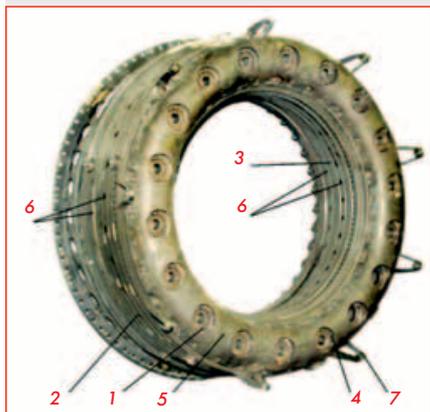


Рис. 20. Жаровая труба кольцевой камеры сгорания: 1, 4 - места расположения форсунок; 2, 3 - наружный и внутренний смесители; 5 - фронтное устройство; 6 - отверстия для подвода вторичного воздуха

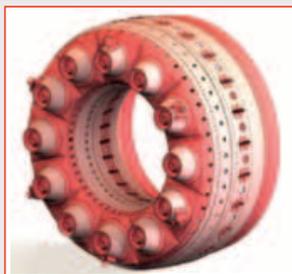


Рис. 21. Пример компьютерной модели кольцевой камеры сгорания двигателя AI-25 (внешний вид)



Рис. 22. Компьютерная модель кольцевой камеры сгорания двигателя AI-25 (разрез)

чески на всех современных турбореактивных двигателях.

Кроме того, существует деление камер сгорания ГТД по направлению потока газа. Это камеры прямоточные и противоточные (их еще называют петлевыми или полупетлевыми). В прямоточных направлении движения газа в камере сгорания совпадает с его направлением движения по тракту двигателя, а в противоточных эти направления противоположны.

Из-за этого в петлевых камерах потери давления значительно выше, чем в прямоточных. Но при этом осевые размеры в них ощутимо меньше. Петлевые камеры очень хорошо сочетаются с центробежным компрессором, и при этом их можно расположить над (вокруг) турбиной. Это, конечно, влечет за собой увеличение поперечных размеров, но при этом осевые ощутимо уменьшаются.

Одним из достоинств петлевых камер сгорания является значительное уменьшение воздействия теплового излучения факела пламени на сопловый аппарат турбины, который в этом случае находится вне "зоны прямой видимости" по отношению к ядру пламени.

Прямоточные камеры используются в мощных самолетных двигателях в сочетании с осевым компрессором. Петлевые же применяются в основном на малогабаритных двигателях, таких как верто-

летные ГТД, вспомогательные силовые установки (ВСУ), двигатели беспилотников и т.д.

Камеры сгорания ГТД делятся также по принципу образования топливо-воздушной смеси. Камеры с внешним смесеобразованием (или испарительные камеры) предполагают предварительное испарение топлива и смешение его с воздухом до подачи в зону горения.

Такого рода КС позволяет значительно улучшить экологические показатели двигателя, потому что она обладает высокой полнотой сгорания.

Но при этом система предварительного испарения достаточно сложна, и

существует опасность коксования ее трубопроводов (то есть отложения смолистых фракций топлива), что может повлечь за собой перегревы и прогары, которые в конечном итоге способны привести к взрыву двигателя. Поэтому двигатели с испарительными КС мало применяются на практике, однако примеры такие есть: вертолетный ГТД T-700-GE-700 (General Electric, США), а также ВСУ ТА-6.

Основная масса ГТД - это двигатели с внутренним смесеобразованием. В них топливо распыливается с помощью специальных форсунок в виде капель диаметром около 40...100 мкм. Далее оно, смешиваясь с воздухом, попадает в зону горения.

В последние два десятилетия утвердилось и еще одно деление камер сгорания, связанное с экологическими показателями двигателя, то есть с эмиссией вредных веществ в атмосферу.

Это конструкторские разработки камер сгорания с двумя зонами горения, каждая из которых оптимизирована для работы на определенных режимах. Существуют двухзонные КС, в которых зоны горения расположены одна за другой последовательно, и двухъярусные, в которых зоны горения расположены одна над другой, то есть параллельно.

Кое-что о процессах в камере сгорания ГТД

Горение, как уже было сказано, происходит непосредственно в жаровой трубе, которая собой ограничивает так называемое огневое пространство. Работает она в очень жестких условиях. В общем-то, это даже мягко сказано, если принять во внимание хотя бы тот факт, что температура плавления материала, из которого она изготовлена, значительно ниже температуры факела пламени. Как же она справляется с этим? Все дело в правильной организации процессов горения и охлаждения.

Основную и решающую роль в этих процессах играет воздух. Он питает кислородом сам процесс горения и служит средством охлаждения и теплоизоляции для элементов камеры сгорания ГТД.

Скорость воздуха, поступающего из-за компрессора в КС, достигает 150...180 м/с. На такой скорости процесс горения затруднен, и велики потери полного давления. Для преодоления этих неприятностей как раз и существует диффузор. В нем скорость потока существенно снижается до 40...50 м/с.

Далее поток делится на две части. Меньшая часть (около 30...40 %) непосредственно после диффузора попадает внутрь жаровой трубы и называется "первичным воздухом". Этот воздух обычно, входя в жаровую трубу, проходит в ее фронтальном устройстве специальный узел, именуемый завихрителем, который еще больше тормозит его и способствует перемешиванию с распыляемым топливом.

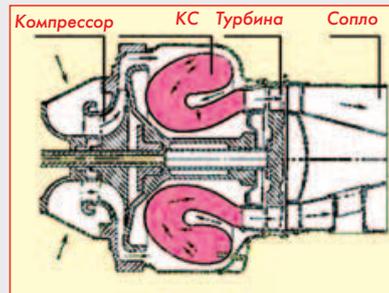


Рис. 23. Пример компоновки петлевой камеры сгорания

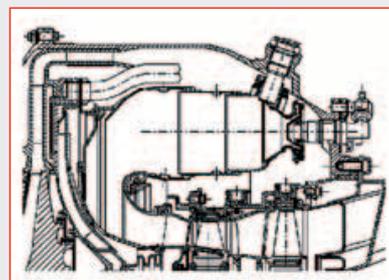


Рис. 24. Петлевая камера сгорания вертолетного ГТД

Есть и "вторичный воздух". Его поток проходит по кольцевым каналам между внутренним и наружным корпусами и жаровой трубой. Точнее говоря, это воздух без той части, которой так и не доводится участвовать в процессе горения (не попадает в жаровую трубу). Эта самая часть составляет около 10 % общего расхода через КС (растет с увеличением температуры горения) и, проходя кольцевые каналы, далее используется для охлаждения турбины.

А собственно вторичный воздух попадает в жаровую трубу в различных ее зонах и на различных этапах процесса горения через специальные отверстия, служащие для правильного формирования потоков внутри трубы, эффективного охлаждения стенок ее и корпуса КС и получения в конечном итоге нужной температуры газа на выходе из камеры сгорания с учетом равномерности ее распределения по потоку.

Сама по себе жаровая труба обычно представляет из себя этукую "дырчатую конструкцию" со множеством отверстий различных размеров и конфигурации. Они могут представлять из себя как пропилы или просечки, так и отверстия круглой или овальной формы, обычные, с окантовкой (по типу манжеты), с отбортовкой или с патрубками. Все эти отверстия подчинены определенной системе. Они рассчитываются или (что чаще) подбираются опытным путем при доводке камеры сгорания на стенде.

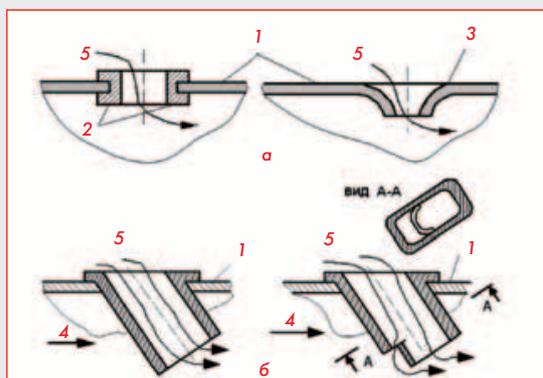


Рис. 25. Конструкция отверстий для подвода воздуха в стенках ЖТ:
 а - окантовка манжетой (слева) и отбортовка (справа);
 б - щелевые патрубки: обычный (слева) и с защитой передних кромок от прогара (справа).
 1 - стенка жаровой трубы, 2 - манжета, 3 - отбортовка, 4 - газовый поток, 5 - поток вторичного воздуха

Боковые стенки жаровой трубы часто называют смесителями из-за наличия отверстий, которые смешивают в определенном порядке потоки воздуха.

Процессы горения и взаимного перемешивания потоков происходят в условно названных зонах. В общем-то, несмотря на условность, зоны эти определяют

ся при расчете и доводке камеры сгорания ГТД и в соответствии со своим расположением и размерами имеются на самом деле, хотя четкого их разграничения и деления не существует.

В передней части жаровой трубы расположена зона горения. Здесь происходит подвод первичного воздуха и топлива и приготовление топливо-воздушной смеси. Воздух турбулизуется при помощи различного рода завихрителей, топливо распыляется форсунками, происходят процессы перемешивания, испарения и воспламенения.

Первичный воздух поступает постепенно (через фронтное устройство, завихрители и далее через вышеупомянутые отверстия) по длине жаровой трубы (в передней ее части) для обеспечения оптимальности процессов.

В зависимости от конструкции двигателя зона горения может быть удлинена. Тогда выделяют еще промежуточную зону горения, в которой завершается сгорание топлива. В эту зону поступает и вторичный воздух, также участвующий в процессе горения.

Далее расположена зона смешения (или разбавления). В этой зоне в жаровую трубу через все те же спецотверстия в ней поступает вторичный воздух, который уже не участвует в процессе горения. Он, перемешиваясь с газом, формирует окончательную температуру на выходе из камеры сгорания и поле ее распределения (поле температур).

Другая важная функция вторичного воздуха - это охлаждение элементов камеры сгорания. Во время процессов в жаровой трубе достигаются температуры продуктов сгорания 2000...2200 °С. Однако для обеспечения нормальной работоспособности и долговре-

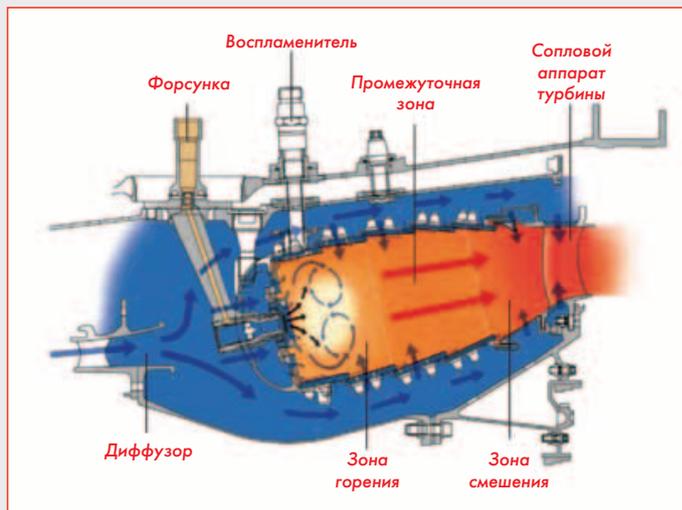


Рис. 26. Процессы в камере сгорания ГТД

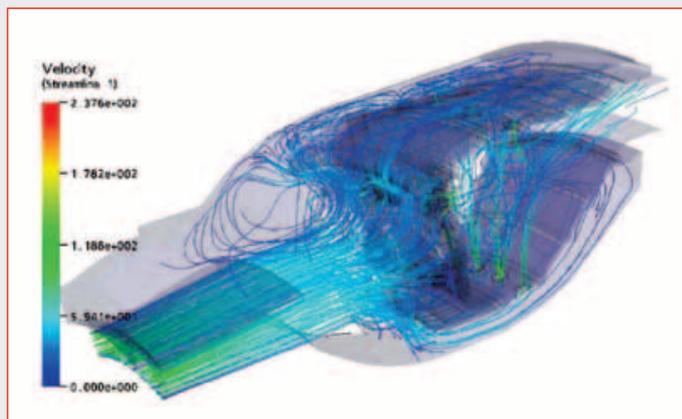


Рис. 27. Компьютерное моделирование воздушных потоков в жаровой трубе

менной надежности температура стенок жаровых труб не должна превышать величины 900...950 °С (градиент не более 50 °С/см).

Эти условия выполняются благодаря охлаждению вторичным воздухом. На современных ГТД используется так называемое комбинированное конвективно-пленочное воздушное охлаждение. Часть воздуха выполняет свои функции с использованием конвективного охлаждения. Например, воздух, проходящий по кольцевым каналам между жаровой трубой и корпусом КС, охлаждает стенки жаровой трубы снаружи, а тот воздух, который поступает через отверстия и щели внутрь трубы и распространяется там вдоль ее стенок, формирует что-то вроде воздушной пленки-завесы с гораздо более низкой температурой, нежели температура зоны горения.

Эта пленка значительно уменьшает конвективный поток тепловой энергии. Воздух - плохой проводник тепла, то есть таким способом воздушная пленка предохраняет стенки жаровой трубы от перегрева.

При этом, правда, она практически не влияет на лучистый поток энергии. Ведь нагрев поверхностей в двигателе происходит не только в результате конвекции, но и благодаря тепловому излучению нагретых продуктов сгорания.

Охлаждающий воздух может попадать в зону горения как параллельно потоку (в этом случае - это струйное комбинированное охлаждение, рис. 28),

так и перпендикулярно ему. Это так называемое комбинированное перфорированное охлаждение. Здесь воздух подается через систему небольших отверстий в стенке трубы (перфорацию).

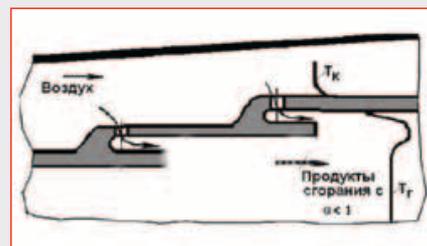


Рис. 28. Принципы охлаждения стенок КС ГТД

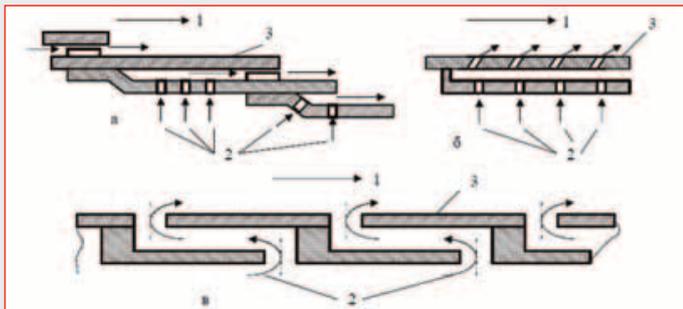


Рис. 29. Принципы охлаждения в камере сгорания:
 а) пленочное охлаждение с орошением; б) перфорированное охлаждение с орошением; в) конвективно-пленочное охлаждение.
 1 - газовый поток; 2 - отверстия для подвода и отвода охлаждающего воздуха; 3 - внутренняя стенка жаровой трубы

Подобным образом охлаждаются все элементы жаровой трубы, как стенки, так и фронтовое устройство, и варианты исполнения охлаждающих каналов различны. Форсунки, через которые осуществляется подвод топлива, тоже нуждаются в охлаждении, которое осуществляется всё тем же воздухом, а также проходящим через них топливом. Оно снимает лишнее тепло с форсунки и, далее распыляясь, сгорает в жаровой трубе.

О форсунках

Конструкция и принцип действия форсунок могут быть различными, но главная цель - это качественное распыливание. Чем мельче капли, тем быстрее и лучше они испаряются, и тем выше полнота сгорания, а значит, и качество работы камеры сгорания.

Качество распыла зависит в том числе и от скоростей струи топлива и потока воздуха за компрессором. Возможен распыл, когда топливо подается под большим давлением в относительно медленно движущийся воздух. Такого действия форсунки именуются механическими. Если же давление топлива невысокое, а скорость потока большая, то это пневматические форсунки.

Наиболее заметным представителем механических форсунок являются широко распространенные центробежные форсунки. В них топливо подается под большим давлением тангенциально и, закручиваясь, выходит наружу в виде конуса (пелены).

Собственно распыливание происходит под действием центробежных сил в конусе. Он разрывается на капли, которые перемешиваются с первичным воздухом. Центробежным силам противостоят силы поверхностного натяжения керосина в конусе.

Форма конуса, толщина пелены и в конечном итоге качество распыла в такой форсунке сильно зависят от давления подачи топлива. Это главный недостаток центробежных форсунок.

Удовлетворительное распыливание возможно при давлениях порядка 100...150 кПа, а хорошее и отличное - при 6...12 МПа. Однако режимы работы современного авиационного двигателя (а значит, и расход топлива) имеют достаточно большой диапазон, и при глубоком дросселировании двигателя (то есть уменьшении расхода топлива) часто просто невозможно обеспечить хороший распыл топлива, а значит, и надежную работу двигателя.

Например, по существующим расчетам при давлении топлива на номинальном режиме около 6...12 МПа (то есть с хорошим распылом) давление на малом газе будет порядка 4...5,8 кПа. А при таком давлении не может быть достигнут даже удовлетворительный распыл, то есть топливного конуса за форсункой не получится.

Для преодоления этого недостатка применяют так называемые двухступенчатые (двухканальные) форсунки. У них есть два сопла. На режимах малого газа и запуска работает центральное сопло (первая ступень), имеющее меньшие размеры и обеспечивающее хорошее распыливание при малых расходах топлива.

А на повышенных режимах подключается второе сопло (вторая ступень), и они работают одновременно. Таким образом, на всех режимах обеспечивается хороший

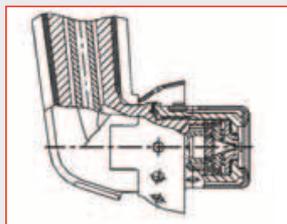


Рис. 30. Двухступенчатая механическая форсунка

распыл. При этом, однако, для заполнения топливом коллектора второй ступени через специальный распределительный клапан требуется время, что может вызвать неустойчивость режима горения. Это основной недостаток двухступенчатой центробежной форсунки.

К механическим относятся также струйные форсунки. Они, по сути дела, представляют собой жиклер и обладают довольно большой дальностью. Для сравнительно коротких основных камер сгорания современных ПГД это неудобно, поэтому на них они практически не применяются.

Разновидность струйной - испарительная форсунка. У нее жиклер помещен в испарительную трубку, которая обогревается горячими газами для испарения топлива. У этих форсунок есть положительные стороны, такие как простота, отсутствие необходимости высокого давления топлива, меньшее выделение вредных окислов азота и самое главное положительное свойство - одинаковое распределение топлива в зоне горения, то есть равномерное поле температур на выходе из камеры сгорания, что очень важно для турбины.

Но при этом немало и отрицательного. Такая форсунка чувствительна к составу смеси и к сорту топлива. Испарительная трубка недолговечна, возможны прогары. Плохой запуск двигателя в высотных условиях. Запустить камеру сгорания можно только от факельного воспламенителя, подогревающего испарительную трубку.

На авиационных ВРД с большой степенью повышения давления в компрессоре (к таким относятся современные двигатели для большой коммерческой авиации) большое распространение получили так называемые аэрофорсунки, относящиеся к пневматическим (рис. 31). В них поступающее топливо 3 разбивается на мельчайшие капли двумя завихренными потоками воздуха, внутренним 2 и наружным 1. Такая форсунка не требует для работы высокого давления в топливной магистрали, что благоприятно сказывается на надежности и ресурсе топливных насосов, а также уменьшает их массу.

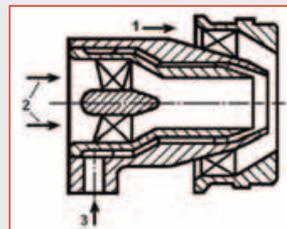


Рис. 31. Схема аэрофорсунки

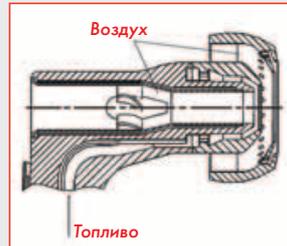


Рис. 32. Один из образцов аэрофорсунки

Распыливание и перемешивание топлива с воздухом в них чрезвычайно эффективно, что ощутимо снижает уровень образования окислов азота и сажи в процессе горения. Уменьшение количества сажи в свою очередь уменьшает уровень теплового излучения, что помогает более эффективно охлаждать стенки жаровой трубы.

Кроме того, аэрофорсунки обеспечивают постоянное одинаковое распределение топлива в жаровой трубе при любом расходе. А это позволяет предсказывать и поддерживать постоянство поля температур на выходе, что облегчает доводку камер сгорания на стенде.

(Окончание в следующем номере.)

**Официальный поставщик
 технических видеоэндоскопов XLGO+ в России,
 дистрибьютор компании General Electric
 по направлению визуально-измерительного контроля**

ООО "Мега Инжиниринг":

Москва, 129343, Проезд Серебрякова, д. 2/1
 Многоканальный телефон: 8 (495) 600-36-42
 Факс: 8 (495) 600-36-43

Бесплатный телефон по России: 8 (800) 555-31-42

Срочные вопросы: 8 (985) 970-97-19

Интернет: www.mega-ndt.ru, www.xlg3.ru

E-mail: info@mega-ndt.ru

ТОЧНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ – ОСНОВА КАЧЕСТВА И БЕЗОПАСНОСТИ

20–22 мая '2014

Москва

ВВЦ №57

СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ
ВЫСТАВКИ



ДИРЕКЦИЯ ФОРУМА

129223, Москва, а/я 35, ул. Сельскохозяйственная д. 35, стр. 182
Тел./Факс: +7 (495) 937-40-23 (многоканальный)

www.metrol.expoprom.ru E-mail: metrol@expoprom.ru

ОРГАНИЗАТОР

Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии

СОДЕЙСТВИЕ

Аппарат Правительства Российской Федерации

МЕЖДУНАРОДНЫЕ ПАРТНЕРЫ

The International Bureau of Weight and Measures (BIPM)
International Organization of Legal Metrology (OIML)
The International Committee for Non-Destructive Testing (ICNDT)

С УЧАСТИЕМ

Минпромторг России, Минэнерго России, Российская академия наук, МВД России, Роскосмос, Ростехнадзор, Росздравнадзор, Фонд «Сколково», ГК «Росатом», ГК «Ростехнологии», ОАО «РОСНАНО», ОАО «РЖД», Торгово-промышленная палата РФ, Союз машиностроителей России, более 350 компаний из 11 стран мира

ЭКСПЕРТНАЯ КОМИССИЯ

ФБУ «Ростест-Москва»

УСТРОИТЕЛЬ И ВЫСТАВОЧНЫЙ ОПЕРАТОР

Компания «Вэстстрой Экспо»

ПРОГРАММА ФОРУМА

10-я Международная выставка средств измерений, испытательного оборудования и метрологического обеспечения «**METROLEXPO-2014**»

3-я Специализированная выставка средств неразрушающего контроля, технической диагностики, КИП и А «**CONTROL&DIAGNOSTIC-2014**»

3-я специализированная выставка коммерческого и технологического учета энергоресурсов «**RESMETERING-2014**»

2-я Специализированная выставка лабораторного оборудования «**LABEQUIPMENT-2014**»

2-я Специализированная выставка автоматизированных систем управления технологическими процессами «**AUTOMATICSYSTEM-2014**»

Московский Международный симпозиум

«**ТОЧНОСТЬ. КАЧЕСТВО. БЕЗОПАСНОСТЬ**», в рамках которого состоится Всероссийское совещание метрологов по вопросам нормативно-правового регулирования Всероссийская выставочно-конкурсная программа «**ЗА ЕДИНСТВО ИЗМЕРЕНИЙ**»

Стратегический партнер
форума



Генеральный партнер
симпозиума



РОСМА

Генеральный партнер
выставки



XII МЕЖДУНАРОДНЫЙ ПРОМЫШЛЕННЫЙ ФОРУМ – 2013

МЕЖДУНАРОДНЫЕ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ ВЫСТАВКИ И КОНФЕРЕНЦИИ

19 - 22 НОЯБРЯ



Генеральные
информационные партнеры:



Технический партнер:



ОРГАНИЗАТОР

Международный выставочный центр

ПРИ ПОДДЕРЖКЕ:

Государственного агентства Украины
по управлению государственными
корпоративными правами и имуществом
Украинской Национальной Компании
"Укрстанкоинструмент"



Международный выставочный центр

Украина, 02660, Киев
Броварской пр-т, 15

М "Левобережная"

☎ (044) 201-11-65, 201-11-56

e-mail: lilia@iec-expo.com.ua

www.iec-expo.com.ua

www.tech-expo.com.ua

АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ СПОСОБОВ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Московский государственный университет путей сообщения (МИИТ):
Евгений Олегович Фомичев, начальник лаборатории "Системы управления"
Николай Николаевич Воронин, профессор, д.т.н.

Проведен анализ существующих способов восстановления лопаток и моноколес компрессора газотурбинного двигателя. Определены достоинства и недостатки.

The analysis of existing ways of restoration of blades and blisks of the compressor of the gas-turbine engine is carried out. Merits and demerits are defined.

Ключевые слова: лопатка, моноколесо, ремонт, электронно-лучевая сварка, сварка трением.

Keywords: blade, blisk, repair, electron beam welding, friction welding.

По мере развития двигателестроения все более актуальными становятся проблемы повышения надежности и ресурса газотурбинных двигателей (ГТД) при условии одновременного сокращения затрат времени, труда и средств на проведение технического обслуживания и ремонта.

В первую очередь, это относится к наиболее массовым и дорогостоящим деталям ГТД, какими являются лопатки компрессоров. Появление монолитных конструкций рабочих колес компрессоров ставит необходимость решения этих задач наиболее остро.

Повреждения лопаток компрессора ГТД в процессе эксплуатации посторонними предметами является основной причиной досрочного снятия большого числа двигателей. Причинами повреждения лопаток при эксплуатации являются засасывание с поверхности аэродрома посторонних предметов, попадание птиц, камней, льда. Велика вероятность появления дефектов и в процессе изготовления моноколеса. При изготовлении моноколес на 5-6-координатных обрабатывающих центрах с ЧПУ методом скоростного плунжерного фрезерования при сбое программ может происходить повреждение одной или нескольких лопаток в виде врезов или утонений пера лопатки. Таким образом, проблема восстановления поврежденных или изношенных поверхностей является важным фактором повышения надежности и ресурса работы двигателей.

Одними из эффективных методов исправления указанных дефектов, позволяющими восстанавливать профиль поверхности, входных и выходных кромок лопаток, геометрию контактных полок, устранять термические трещины, являются сварка, наплавка и пайка.

Зарубежные фирмы накопили большой опыт по ремонту лопаток компрессора, в том числе и моноколес ГТД. Одним из наиболее часто применяемых методов ремонта является сварка тре-

нием. Фирмой United Technologies Corporation (США) предложена материалосберегающая технология изготовления рабочих колес блисковой конструкции, в которой предложено выполнять рабочее колесо типа "блиск" соединением отдельно изготовленного диска и лопаток сваркой трением (рис. 1а, б) [1].

Фирма General Electric Company (USA) предложила другую разновидность материалосберегающей технологии изготовления рабочих колес блисковой конструкции. В соответствии с этой технологией для соединения отдельно изготавливаемого диска и лопаток сваркой трением предложено (рис. 2а, б) на ободке диска выполнять в местах размещения лопаток выступы, напоминающие гребень волны, в которых прорезаются продольные канавки с прямоугольным поперечным сечением [2].

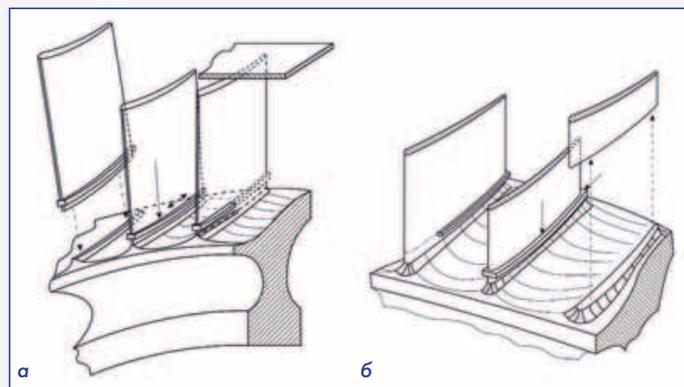


Рис. 2. Изготовление моноколес с помощью сварки трением:
 а) схема ремонта;
 б) удаление дефектной лопатки

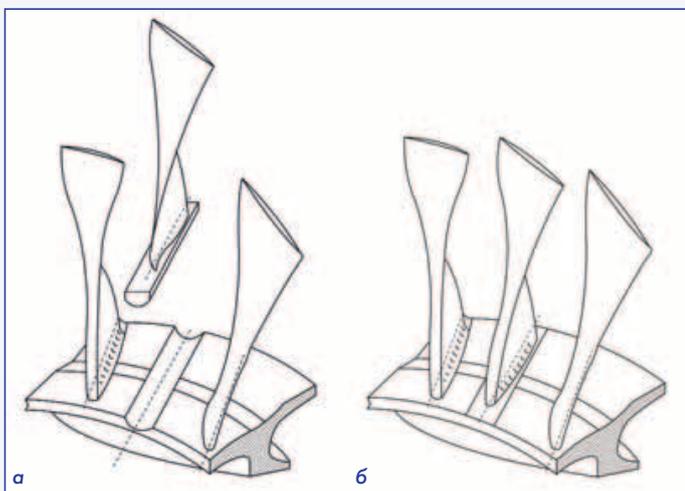


Рис. 1. Способ ремонта моноколес сваркой трением:
 а) подготовка свариваемых поверхностей;
 б) моноколесо после сварки

В патенте фирмы Rolls Royce PLC предложена еще одна разновидность материалосберегающей технологии изготовления рабочих колес блисковой конструкции. В соответствии с этой технологией предложен способ сваривания линейным трением лопаток и диска для случая, когда диск имеет высокий втулочный обод сложной формы (рис. 3). В этом случае предложено изготавливать диск с невысокими привтулочными участками 1 лопатки, а остальные части лопаток изготавливать отдельно. Поверхность 2 на диске и соответствующая ей поверхность на нижнем торце лопатки могут иметь сложную форму, эквидистантную форме втулочного обода, вследствие того, что движение при сваривании линейным трением выполняется в окружном направлении. Следует отметить, что соединяемые поверхности лопаток и диска могут быть выполнены в форме наклонной плоскости, что не потребует производить при сварке движение обязательно в окружном направлении [3].

Из недостатков предложенных методов сварки трением можно отметить очень высокую стоимость оборудования, и высокие требования к квалификации персонала, сложность изготовления и под-

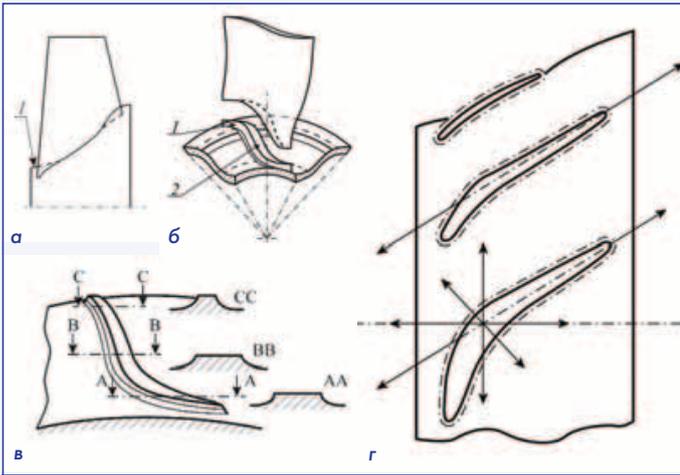


Рис. 3. Ремонт монокопел с ободом сложной формы: а, б) схема подготовки свариваемых поверхностей; в) привулочный участок обода; г) схема движения при сварке трением

готовки поверхностей под сварку. Так же затруднен контроль полученной зоны сварного шва на наличие дефектов.

Существует способ изготовления или ремонта рабочих лопаток или изготовления роторов блисковой конструкции, запатентованный компанией MTU AERO ENGINES GMBH. В патенте предложена материалосберегающая технология изготовления рабочих колес в варианте "блиск". Соединение лопатки и привулочной части диска выполняется с использованием лазерного порошкового оборудования, и затем полученное соединение подвергается чистой фрезерной обработке (рис. 4) [5].

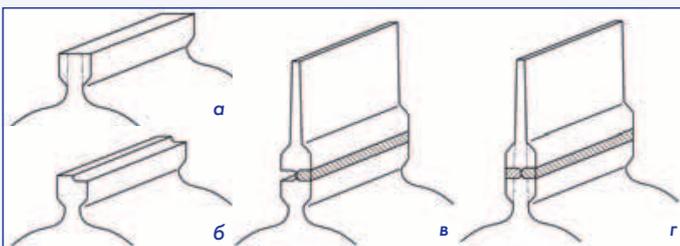


Рис. 4. Способ ремонта монокопел с использованием лазерной сварки: а) привулочная часть диска; б) выполнение углублений; в) заполнение углублений; г) подготовленный к сварке стык

Известен способ ремонта крыльчаток ротора турбомашин и рабочего колеса, при котором удаляют поврежденную лопатку, оставляя на ободу ее основание, а по срезанной поверхности основания выполняются профильные шипы 1 и пазы 2. Такую же форму задают стыкуемой с ней поверхности сменной лопатки 3. Возможные формы выполнения разделки стыкуемых кромок и места их выполнения приведены на рис. 5 [6].

После соединения стыкуемых поверхностей составные части 3 и 4 прихватывают между собой в точках 5 контактной сваркой. Соединения их осуществляют пайкой или сваркой с использованием высокочастотного индуктора в среде аргона.

Недостатком указанного способа является сложность изготовления и подгонки стыкуемых поверхностей, а так же опасность получения деформаций лопаток рабочего колеса при пайке.

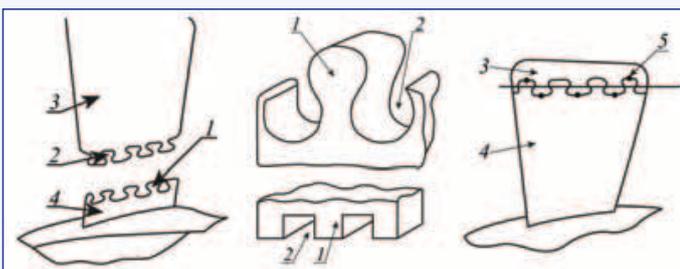


Рис. 5. Схема ремонта крыльчаток ротора: 1 - профильные шипы; 2 - профильные пазы; 3 - сменная лопатка; 4 - основание лопатки; 5 - прихватки

Существует большое количество способов ремонта лопаток отдельно и в составе монокопел с использованием электронно-лучевой сварки. Фирма SNECMA разработала метод изготовления рабочих колес компрессора конструкции "блиск" электронно-лучевой сваркой отдельно изготовленного пера рабочей лопатки с укороченными лопатками диска рабочего колеса в различных вариантах исполнения (рис. 6) [7].

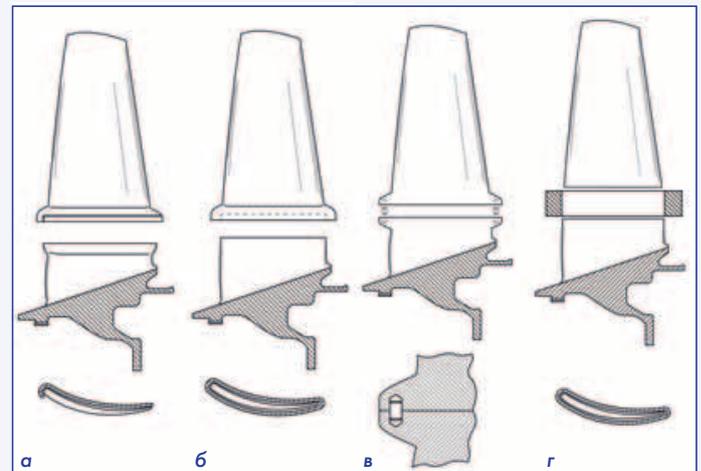


Рис. 6. Метод ремонта монокопел, имеющих укороченные лопатки: а) сварка лопатки "в колодец", неполное перекрытие; б) сварка лопатки "в колодец", полное перекрытие; в) сварка в кольце; г) фиксация лопатки штифтами

Специалистами НИИД предложен способ ремонта рабочего колеса компрессора низкого давления (КНД), позволяющий менять 1-3 лопатки в составе монокопела. Сущность способа заключается в том, что дефектную лопатку (блок лопаток) удаляют с частью обода рабочего колеса, а затем в образовавшийся паз вставляют новую лопатку (блок лопаток) и сваривают электронным лучом с лопаточным ободом рабочего колеса. После этого фрезеруется паз, формирующий данную часть сегмента лопатки или блока лопаток и вваривается вкладыш, соединяющий данную часть лопаток с полотном диска [8].

Данный способ наиболее приемлем в случае, когда поврежденная лопатка или поверхность обода не поддаются восстановлению.

Как показал анализ вышеперечисленных способов восстановления монокопел ГТД из жаропрочных титановых сплавов, все они являются достаточно сложными, дорогостоящими способами и требуют разработки технологического процесса, специального сварочного оборудования, приспособлений и сложной механической обработки для обеспечения расчетных геометрических размеров монокопела.

Используя последние достижения в сварочном оборудовании, механические станки с СПУ, современные методы контроля были разработаны технологические процессы и отработаны технологии ЭЛС для ремонта монокопел, позволяющие заменять одну или несколько дефектных лопаток, или их отдельные участки, поврежденные при изготовлении и последующей эксплуатации, а также восстанавливать повреждения на поверхностях с помощью аргодуговой наплавки, что дало большой экономический эффект. □

Литература

1. Патент USAUS 6,219,916 В1 от 24.04.2001 г.
2. Патент USAUS 6,478,545 В1 от 12.011.2002 г.
3. Патент США US 6,524,072 В1 от 25.02.2003 г.
4. Патент США US 2005/0006440 А1 от 13.01.2005 г.
5. Патент WO 2006/005296 А1 от 19.01.2006 г.
6. Патент № 2218016, Великобритания, В23Р. Способ ремонта облопаченных дисков. Оубл. 17.11.89
7. ПАТЕНТ США № 5383593 от 24.01 1995г.
8. Патент на изобретение России №1771161, В23Р6/04. Способ ремонта деталей / Пузанов С.Г., Гейкин В.А., Докашев В.В. и др. от 04.10.1990.

Связь с автором: e-mail: fomitch@gmail.com

Международный форум двигателестроения **2014**

15 – 18 апреля
Москва

ВВЦ, павильон №57

Тематика «МФД-2014»

авиационные и космические двигатели
двигатели для автомобилей,
тракторов, судов, подвижного состава
двигатели для газо- и нефтеперекачивающих агрегатов
двигатели для энергетических установок
электродвигатели, ветродвигатели
микродвигатели для спортивного моделизма
двойные технологии
компьютерные разработки
станкостроение
металлургия
топлива, масла, смазки
перспективные научные и
инвестиционные проекты
ремонт и
сервисное обслуживание
подшипники



Устроитель Форума:

Ассоциация «Союз авиационного двигателестроения»
Россия, 105118, г. Москва, пр-т Буденного, 19
Тел.: (499) 785-80-48, 366-09-16; факс: (495) 366-45-88
E-mail: forum@assad.ru.

www.assad.ru



ВСТРЕЧА ПРОФЕССИОНАЛОВ - НАСТОЯЩИХ И БУДУЩИХ

16 октября 2013 года в МГТУ им. Н.Э. Баумана прошла встреча руководителей предприятий авиационного двигателестроения с профессорско-преподавательским составом и студентами двигателестроительных специальностей. Встреча проводилась в целях дальнейшего повышения уровня подготовки специалистов для авиационного двигателестроения. Была предоставлена информации о современных методах создания, производства и послепродажного обслуживания двигателей, а также переданы технические материалы, макеты и детали двигателей для дооснащения учебной базы университета.

Во встрече приняли участие руководители предприятий и заслуженные моторостроители.



Участники встречи ознакомились с экспозицией музея МГТУ им. Н.Э. Баумана - ведущего технического ВУЗа России.

С приветствиями к участникам встречи обратились первый проректор-проректор по науке МГТУ им. Н.Э. Баумана В.Н. Зимин и президент АССАД В.М. Чуйко.

От предприятий авиационного двигателестроения с докладами выступили: А.А. Иноземцев - "Создание семейства перспективных двигателей для самолетов гражданской авиации"; В.А. Богуслаев - "Развитие авиационных двигателей АО "МОТОР СИЧ" и сопровождение их жизненного цикла"; С.Ю. Сухоросов - "Развитие воздушных винтов и вспомогательных силовых установок для авиации".

С сообщениями и передачей отдельных демонстрационных материалов и образцов для учебных целей выступили: В.А. Ушаков, Н.А. Найденов, руководитель московского представительства ОАО "ЭОКБ "Сигнал" им. А.И. Глухарева" Р.А. Сунчалин.

От МГТУ им. Н.Э. Баумана выступили: заведующий кафедрой "Газотурбинные и

нетрадиционные энергоустановки" А.Ю. Вараксин и руководитель Научно-учебного комплекса "Энергомашиностроение" А.А. Жердев - "Об организации совместных работ МГТУ им. Н.Э. Баумана и предприятий авиадвигателестроения".

По результатам встречи руководителей предприятий авиационного двигателестроения с профессорско-преподавательским составом и студентами двигателестроительных специальностей МГТУ им. Н.Э. Баумана было принято решение:

1. В целях повышения уровня подготовки специалистов двигателестроительных специальностей считать целесообразным продолжить практику встреч студентов и преподавателей Университета с руководителями предприятий авиационного двигателестроения с заслушиванием докладов о последних достижениях отрасли. МГТУ им. Н.Э. Баумана и АССАД продолжить работы по дооснащению и оформлению демонстрационного зала "Турбостроение" с участием предприятий авиационного двигателестроения и агрегатостроения.

2. Рекомендовать руководителям предприятий авиационного двигателестроения рассмотреть вопрос об использовании научно-технических разработок МГТУ им. Н.Э. Баумана в своей конструкторской и производственной деятельности.

3. Отметить богатый исторический раздел музея МГТУ им. Н.Э. Баумана, разнообразие экспонатов, в том числе в области авиации и двигателестроения. Считать целесообразным проведение на базе МГТУ им. Н.Э. Баумана симпозиума по истории развития авиационного двигателестроения в рамках организуемого АССАД Научно-технического конгресса по двигателестроению в апреле 2014 года.



ТЕХНОЛОГИЯ РЕМОНТА ЛОПАТОК В СОСТАВЕ МОНОКОЛЕСА

Филиал "НИИД" ФГУП "НПЦ газотурбостроения "Салют":
Валерий Александрович Гейкин, директор, профессор, д.т.н.
Евгений Олегович Фомичев, начальник лаборатории "Системы управления"

Разработан способ восстановления лопатки моноколеса газотурбинного двигателя с помощью электронно-лучевой сварки. Проведены металлографические исследования сварного соединения.

The way of restoration of a blade of a blisk of the gas-turbine engine by means of electron beam welding is developed. Metallographic researches of welded connection are conducted.

Ключевые слова: ремонт моноколеса, электронно-лучевая сварка, вставка.

Keywords: blisk repair, electron beam welding, insert.

Был предложен способ, основанный на работе [1], ремонта лопаток компрессора в составе моноколеса, схема которого приведена на рис. 1.

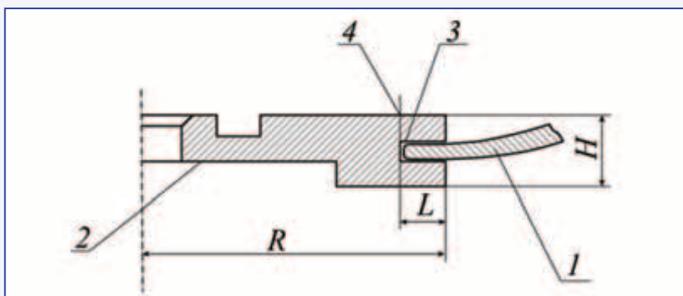


Рис. 1. Схема ремонта лопаток компрессора методом электронно-лучевой сварки: 1 - перо лопатки; 2 - вставка; 3 - паз для пера лопатки; 4 - риска для наведения электронного луча на стык

Способ восстановления пера лопаток компрессора газотурбинного двигателя заключается в выполнении на поврежденном участке цилиндрической выемки с центром вне площади профиля пера, соединении вставки с пером лопатки в зоне цилиндрической выемки, приварки электронным лучом вставки 2 к перу лопатки 1 и последующей механической обработке пера лопатки. Вставка имеет форму полудиска с торцевым пазом 3 и рисккой 4, нанесенной на верхнюю часть вставки для наведения электронного луча на стык на диаметре, равном $2(R - L)$, где R - радиус вставки, L - глубина паза. При этом соединение вставки с пером лопатки осуществляли на глубине паза вставки. Внешний вид рабочих лопаток с приваренной вставкой к одной из них методом ЭЛС показан на рис. 2.



Рис. 2. Внешний вид лопатки моноколеса с вставкой

Перо лопатки имеет переменную толщину и для обеспечения полного проплавления вначале предполагалось, что в процессе сварки необходимо будет менять параметры сварочного цикла. Однако проведенная серия экспериментов показала возможность подбора такого режима сварки, который способен обеспечить получение качественного соединения на данном изделии без изменения каких-либо параметров.

Исследования проводились на образцах из сплава ВТ-6. Сварку вели горизонтальным лучом в горизонтальной плоскости,

так как указанный способ обеспечивает лучшие условия качественного формирования сварных швов.

Во всех проводимых экспериментах ускоряющее напряжение было постоянным и равнялось 60 кВ. Значение скорости сварки, обеспечивающее получение качественного сварного соединения, определяется, с одной стороны, условием минимальной интенсивности гидродинамических возмущений в ванне, а с другой - условием минимальной ширины шва для снижения деформаций, повышения трещиностойкости, сохранения концентрации легкоиспаряющихся легирующих элементов в металле шва. Первое условие требует уменьшения скорости сварки, а второе - ее повышения. Исследование влияния различных скоростей сварки на качество формирования и глубину сварного шва показало, что для сплава ВТ-6 толщиной 10...20 мм скорость сварки должна составлять $V_{св} = 30$ м/ч. Ток сварки $I_{св}$ влияет на толщину проплавления практически линейно, а наибольшее влияние на качество формирования сварного шва оказывает ток магнитной фокусирующей линзы $I_{ф}$. Для рассматриваемого варианта, обеспечивающего максимальное проплавление, изменения тока луча должно быть в диапазоне от 20 до 100 мА, что незначительно влияет на форму и размеры швов. Во всех случаях при токе фокусирующей линзы, обеспечивающем максимальное проплавление, угол сходимости стенок швов должен находиться в пределах $2...4^\circ$. Но при этом ухудшается внешнее формирование шва, имеет место разбрызгивание металла.

Обработка и анализ экспериментальных данных позволили подобрать параметры, обеспечивающие получение качественного стыка по всей длине на режимах: ускоряющее напряжение 60 кВ; ток луча 25 мА; ток фокусировки 400 мА; скорость сварки 30 м/ч; расстояние до детали 354 мм; сварка ведется на подкладках с последующим удалением усиления и корневой части шва.

Учитывая, что рассматриваемые элементы в реальных условиях эксплуатации испытывают значительные нагрузки, то после отработки технологии на сваренных контрольных образцах необходимо было провести полный комплекс исследований по определению остаточного напряженно-деформированного состояния, механических свойств полученного сварного соединения, макро- и микроисследования, а также натурные испытания в составе технологического двигателя.

После термомеханического цикла сварки в конструкции возникает остаточное напряжение, близкие к пределу текучести материала, которые суммируясь с рабочими ускоряют процесс накопления повреждаемости металла, и способствуют его разрушению. Для снижения уровня остаточных напряжений после сварки отремонтированное изделие подвергают полному отжигу при температуре 620 ± 10 °С в течение 2 ч.

Все экспериментальные лопатки проходили радиографический контроль и цветную дефектоскопию, которые подтвердили высокое качество сварных швов по всей длине.

Проведенные механические испытания подтвердили соответствие полученных свойств сварных соединений предъявляемым требованиям. Так, уровень механических свойств сварных соеди-

нений составляет: $\sigma_B > 1105,0$ МПа, $\sigma_{0,2} > 1090,0$ МПа, $\delta = 14\%$, $\psi = 44,0\%$, $KCU = 245$ кДж/м².

Металлографические исследования показали, что качество металла сварных швов удовлетворительное, дефектов не обнаружено. Макроструктура металла лопаток в зоне наплавки (рис. 3) соответствует 3 баллу, а вне зоны - 1...2 баллу по десятибалльной шкале.

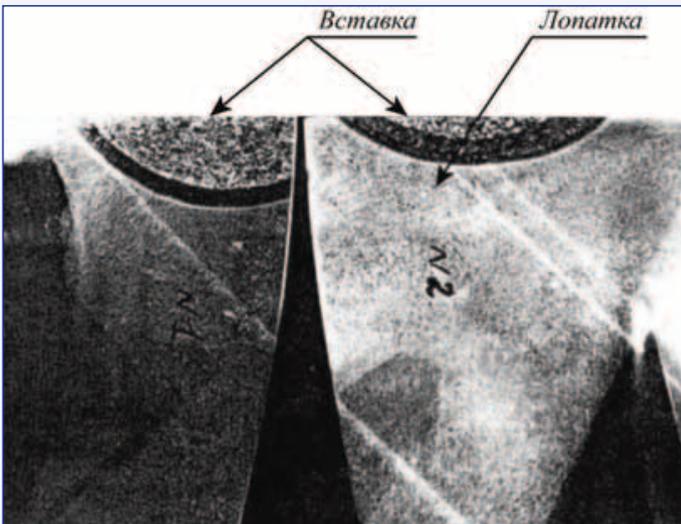


Рис. 3. Макроструктура металла лопаток после электронно-лучевой сварки вставок и механической обработки

Во избежание разнородности металл вставки необходимо подбирать с зерном не крупнее третьего балла.

С помощью предложенного способа были отремонтированы 52 лопатки моноколеса, которые успешно выдержали длительные испытания в составе технологического двигателя.

Удаленный дефектный участок должен охватывать максимальное количество дефектов, расположение которых устанавливает-

ся в результате обработки статистических данных; расположение ремонтного сечения должно удовлетворять статистическим и вибрационным нормам прочности. На рис. 4 показан внешний вид рабочего моноколеса компрессора низкого давления (КНД) после ремонта лопаток методом сварки входной кромки. Изучение распределения дефектов по профилю пера лопаток рабочего колеса показало, что более всего повреждается входная кромка, поэтому



Рис. 4. Внешний вид рабочего моноколеса КНД после ремонта лопаток методом ЭЛС

выбор места расположения ремонтных сечений на входной кромке должен охватывать практически все эксплуатационные дефекты пера при минимальном количестве ремонтных сечений. 

Литература

1. Патент России на изобретение №2185945 В23 Р6/00/ Мошкин Ю.Б., Елисеев Ю.С., Поклад В.А., Гейкин В.А., Редич В.В., опубл. 12.03.2001.

Связь с автором: e-mail: fomitch@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ

Вышла из печати книга В.В. Клочкова и В.Ю. Николенко "Современная организация создания авиатехники"

Книга предназначена для инженеров и менеджеров авиационной промышленности и других наукоемких отраслей. В книге изложены современные принципы организации всех этапов создания сложной наукоемкой продукции авиационной промышленности - формирования требований к перспективным изделиям, прикладных исследований, проектирования с применением современных информационных технологий, освоения производства и сопровождения в эксплуатации. Описаны современные организационные технологии управления проектами, управления информацией в авиационной компании. Проведен экономический анализ эффективности современных принципов организации создания авиатехники. Особое внимание уделено анализу реального зарубежного и отечественного опыта - причем, как положительного, так и отрицательного. Уникальной особенностью этой книги является анализ опыта работающих в России инженерных центров зарубежных авиационных компаний.



В книге развиты и конкретизированы основные положения статьи В.Ю. Николенко - одного из авторов книги - "Пути развития авиационной инженерии", напечатанной в № 6 журнала "Двигатель" за 2010 год.

В данном издании концентрированно изложены все принципиальные моменты, каким должно соответствовать каждое инновационное предприятие в области современной авиатехники и любого инновационного производства. Личный 44-летний опыт работы автора, выпускника МАИ, на ОАО АМНТК "Союз", НПО "Турбина" и ММПП "Салют", и в том числе - 18 лет сотрудничества с такими компаниями как General Electric, Fiat AVIO, China AVIC, Airbus, Samsung, и др., в качестве Исполнителя и Заказчика - тому порукоу.

Книга вышла в издательстве Московского государственного университета леса в Мытищах, что для знающих людей - свидетельство солидности издания. 

(УДК 001.89:65.01:629.7.01 К50 ISBN 978-5-8135-0593-5)

МОДЕЛИРОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА НОВЫХ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ

ОАО "НПО "САТУРН":

Александр Вячеславович Логунов, главный специалист по материалам и технологиям, д.т.н., профессор

Юрий Николаевич Шмотин, генеральный конструктор, к.т.н.

Игорь Алексеевич Лещенко, ведущий инженер-конструктор, д.т.н., доцент

Роман Юрьевич Старков, главный конструктор, к.т.н.

Представлен новый метод, обеспечивающий получение моделей "состав - свойства" для сплава, имеющий высокую точность и предсказательную способность.

На базе предложенного метода разработана комплексная программа, позволяющая в автоматизированном режиме с использованием процедуры многокритериальной оптимизации осуществить расчетное определение составов перспективных сплавов, удовлетворяющих критериям, заданным разработчиком.

New method is presented, which ensures creation of models, connecting composition and properties of alloys, and having high accuracy and fine predictive capability.

On the basis of proposed method the software complex was developed, which uses multiobjective optimization procedure and provides automated computational search for compositions of perspective alloys, keeping the requirements defined by developer.

Ключевые слова: жаропрочность, суперсплав, математическая модель, поверхность отклика, оптимизация, технология.

Keywords: heat-resistance, superalloy, mathematical model, response surface, optimization, technology.

Часть 1. Технология моделирования

Характерной особенностью современного периода развития материалов и технологий является значительное усложнение как составов сплавов, так и процессов получения из них деталей с особыми свойствами (в т.ч. монокристаллических рабочих и сопловых охлаждаемых лопаток с совершенной структурой, в которой отсутствуют вредные фазовые образования, поры и рыхлоты, и на которые нанесены эффективные покрытия, надежно защищающие их от высокотемпературного коррозионного воздействия в течение всего срока эксплуатации деталей).

Острота проблемы заключается в том, что достигнутая сложность легирования (в первую очередь жаропрочных литейных никелевых сплавов) привела к тому, что дальнейшее их развитие и оптимизация составов перспективных композиций непрерывно связаны с обеспечением одновременного учета значительного количества факторов, прямым образом влияющих на их работоспособность, в частности:

- V_{γ} - фазы (объемная доля выделений γ' -фазы);
- $M(\bar{d}_{\gamma})$ - параметр, характеризующий уровни концентрации валентных электронов γ -фазы, определяющих возможность образования охрупчивающих топологических плотноупакованных (ТПУ) соединений;
- $\Delta a/a$ - относительная разность параметров кристаллических решеток γ - и γ' -фаз;
- σ_{τ}^r - длительная прочность сплава до разрушения в течение времени τ при температуре t ;
- d - удельный вес сплава и другие.

Естественно, что оптимальное решение задачи создания новых технологий сплавов на современном этапе возможно при активном развитии подходов на основе моделирования процессов, определяющих взаимосвязь уровня и характера легирования с термодинамическими, структурными, концентрационными, прочностными и другими параметрами исследуемых высокотемпературных металлических материалов.

Аналогичные проблемы возникают при разработке и оптимизации параметров новых технологических процессов.

Эффективная реализация многих современных технологий (в частности, нанесение полифункциональных, многослойных защитных покрытий, в которых каждый слой выполняет предопределенную ему функцию) возможна также при разработке сложных модельных подходов, учитывающих комплекс факторов, прямым образом определяющих качество полученной продукции.

Таким образом, развиваемые аналитические подходы, связанные с разработкой и реализацией моделей, могут быть эффек-

тивно использованы не только при изучении многопараметрических аэродинамических и тепловых процессов, но и при создании новых материалов и технологий.

В данной работе представлена новая технология моделирования и поиска состава жаропрочного сплава на никелевой основе. Его реализация привела к созданию новых особожаропрочных литейных никелевых сплавов для охлаждаемых лопаток газотурбинных установок, в том числе работающих в условиях активного воздействия морской солевой коррозии.

Предпосылки для разработки методологии программного автоматизированного расчета термодинамических, структурных и прочностных параметров жаропрочных никелевых сплавов

Созданные в настоящее время опытные композиции сплавов, в частности, экономнолегированные литейные монокристалльные никелевые жаропрочные сплавы СЛЖС-3 и СЛЖС-1, обеспечили получение наиболее высоких в своем классе характеристик жаропрочности.

Для эксплуатационных свойств литейных жаропрочных сплавов определяющую роль играет их состав. Сложность задачи поиска новых составов сплавов состоит в том, что необходимо найти оптимальные решения, одновременно удовлетворяющие нескольким, противоречащим друг другу требованиям, а именно:

- сплав должен иметь наиболее высокий уровень жаропрочности или входить в группу наиболее жаропрочных сплавов;
- сплав не должен содержать в своем составе чрезвычайно дорогой элемент платиновой группы рутений (хотя он оказывает существенное положительное влияние на жаропрочность и введен в состав всех последних наиболее жаропрочных отечественных и зарубежных сплавов);
- в составе сплава не должно быть рений, или он должен содержаться в ограниченном количестве (рений также улучшает жаропрочность, но одновременно резко увеличивает стоимость сплава, его плотность, а также ухудшает высокотемпературную стабильность материала).

Когда количество легирующих элементов достигает десятка, указанная проблема с математической точки зрения представляет собой сложную задачу многопараметрической оптимизации. Ее решение может быть получено лишь на основе использования методов автоматизированного поиска оптимальных соотношений, для работы с которыми необходимо создание специальных компьютерных математических моделей, связывающих состав сплава и его свойства.

Математическая модель (ММ) для расчета характеристик жаропрочных никелевых сплавов

ММ создается на основе построения аппроксимирующих зависимостей типа поверхностей отклика. В качестве аргументов этих зависимостей выступают процентные доли всех легирующих компонентов сплава.

Ключевым моментом при построении математической модели жаропрочного сплава является выбор структуры функции аппроксимации (ФА). В литературе (например, [1]) описаны модели, основанные на линейных регрессиях, в которых параметры свойств сплава определяются как

$$Par = K_0 + \sum_{i=1}^N K_i \cdot m_i, \quad (1)$$

где K_0, K_i - коэффициенты регрессии,
 m_i - массовые доли компонентов в сплаве,
 N - количество компонентов сплава.

Несомненными достоинствами линейной регрессии являются простота алгоритма получения коэффициентов, относительно малое количество точек, потребное для работы, а также возможность получения аналитического выражения функциональной зависимости. Однако, чем выше нелинейность в действительной зависимости между аппроксимирующим параметром и аргументами, тем хуже точность такого подхода.

В рамках настоящей работы при построении модели никелевого жаропрочного сплава было решено не ограничиваться линейной регрессией. Кроме нее рассматривались следующие алгоритмические реализации процедур построения поверхности отклика:

- Квадратическая регрессия без ковариаторных членов.

При таком подходе параметры свойств определяются следующим образом

$$Par = K_0 + \sum_{i=1}^N K_i \cdot m_i + \sum_{i=1}^N K_{(N+i)} \cdot m_i^2. \quad (2)$$

Указанный подход является логичным шагом к учету нелинейности связей между аппроксимируемым параметром и аргументами при невозможности получить полноквадратичную регрессию из-за недостаточного количества экспериментальных точек.

- Модифицированный метод наименьших квадратов (МНК) с расширенным составом переменных.

В основе подхода лежит полноквадратичная регрессия при расширенном составе переменных, участвующих в формировании регрессоров. В расширенный состав переменных входят не только сами переменные, но также и функциональные зависимости этих переменных. Число регрессоров может оказаться очень большим, поэтому данный алгоритм применяет адаптивную селекцию только тех регрессоров, которые наиболее информативны при представлении поверхности отклика.

При настройке параметров данного типа поверхности отклика учитывается максимальное число коэффициентов регрессии, а также относительная точность, при достижении которой процедура адаптивной селекции завершает работу. Чем больше максимальное число коэффициентов регрессии, тем более точно можно описать исходные точки.

- Взвешенная аппроксимация.

Для заданного набора из m точек $(\bar{x}^1, \bar{x}^2, \bar{x}^3, \dots, \bar{x}^m)$ функция аппроксимации имеет вид

$$f(\bar{x}) = \frac{\sum_{i=1}^m (\bar{x}) \cdot f(\bar{x}^i)}{\sum_{i=1}^m W^i(\bar{x})}, \quad (3)$$

где \bar{x}^i - i -я точка плана эксперимента (вектор);

$f(\bar{x}^i)$ - значение функции в i -й точке;

$W^i(\bar{x})$ - весовая функция для i -й точки.

Весовая функция $W^i(\bar{x})$ представляет собой функцию, значение которой равно 1 при $\bar{x} = \bar{x}^i$, и уменьшается при увеличении

расстояния от точки \bar{x} до \bar{x}^i . Весовая функция определяется, как

$$W^i(\bar{x}) = C_1^{R^i(\bar{x})/C_2} \quad (4)$$

где $R^i(\bar{x})$ - нормализованное расстояние в N_x -мерном пространстве

$$R^i(x) = \frac{\sum_{j=1, N_x} (x_j - x_j^i)^2}{\max\left(\sum (x_j - x_j^i)^2\right)}; \quad (5)$$

C_1 - константа;

C_2 - параметр гибкости, определяющий форму весовой функции (рис. 1).

Чем меньше величина параметра гибкости C_2 , тем ближе к исходным точкам проходит функция аппроксимации, однако она при этом становится менее гладкой (рис. 2).

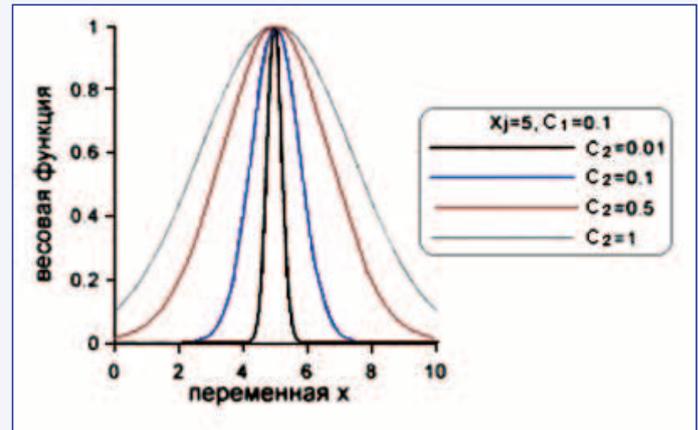


Рис. 1. Пример весовой функции

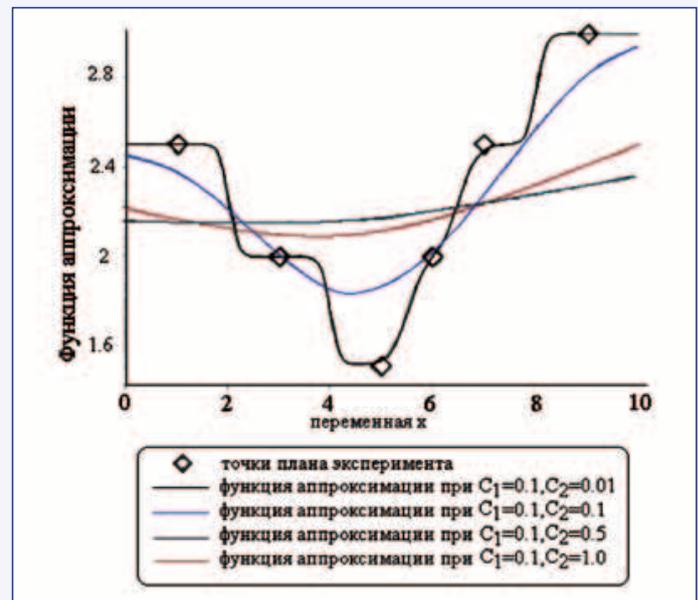


Рис. 1. Пример функции аппроксимации

- Регрессия с локальным взвешиванием.

В литературе [2] данный подход представлен как "Moving Least Squares". Основная идея подхода состоит в улучшении точности описания каждой точки пространства за счет адаптивного применения весовых коэффициентов к исходному множеству точек. Вес каждой точки определяется индивидуально в соответствии с весовой функцией $W(d)$, которая уменьшается при росте расстояния d между этой точкой и точкой, в которой определяется функция аппроксимации. В отличие от традиционной регрессии, метод наименьших квадратов применяется при каждом обращении к функции аппроксимации. Это в некоторой степени увеличивает вычислительные затраты на работу с данной процедурой.

Весовая функция может определяться, как

$$W(d) = \frac{1}{1 + a \cdot d^b}, \quad (6)$$

либо, как

$$W(d) = e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{d}{a}\right)^2}, \quad (7)$$

где d - нормализованное расстояние;

a и b - константы, определяющие форму зависимости.

Примеры влияния коэффициентов a и b на весовую функцию показаны на рис. 3.

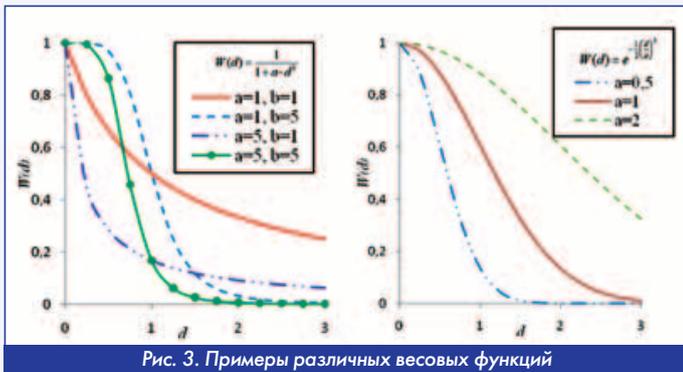


Рис. 3. Примеры различных весовых функций

Точность аппроксимации и предсказания

Очевидно, что для эффективного поиска нового сплава, удовлетворяющего множеству требований, необходимо использовать максимально точную математическую модель. При использовании моделей типа поверхности отклика оценку точности обычно проводят путем сравнения исходных значений аппроксимируемого параметра с теми значениями, которые выдает функция аппроксимации. Сравнивая величины среднеквадратического отклонения (СКО) либо максимальной ошибки Δ_{Max} для разных процедур аппроксимации, можно обоснованно выбрать самую точную функцию.

При использовании в качестве исходных данных экспериментальных результатов по существующим сплавам проявляется особенность, связанная с ограниченным количеством точек. В этом случае стремление повысить точность аппроксимации за счет подбора настроек функциональных зависимостей, как правило, оборачивается заметным ухудшением точности определения аппроксимируемого параметра в областях пространства, сколько-нибудь удаленных от обучающих точек.

Для оценки способности модели точно предсказывать значения функциональной зависимости там, где нет исходных точек, предполагается следующая процедура. Подход основан на разделении исходного множества на непересекающиеся обучающее и проверяющее подмножества. Следовательно, погрешность модели на точках проверяющего подмножества можно использовать как оценку ее предсказательной способности.

Поскольку количество экспериментальных точек весьма ограничено, рациональный выбор проверяющих точек из исходного множества представляет определенную сложность. С одной стороны, важно достаточно равномерно охватить проверяющими точками все пространство аргументов, а для этого их количество надо увеличивать. Если проверяющих точек слишком мало, то значительная часть пространства оказывается непроверенной. Но, с другой стороны, при увеличении количества проверяющих точек уменьшается количество точек в обучающем подмножестве, что заметно снижает его информативность.

Для решения этой проблемы в данной работе был применен следующий подход. Из исходного множества в проверяющее выбирается одна точка. Строится поверхность отклика и определяется погрешность аппроксимации на выбранной проверяющей точке. Указанная последовательность действий повторяется в цикле таким образом, чтобы перебрать в качестве проверяющей все точки ис-

ходного множества. Среднеквадратическое отклонение и максимальная ошибка, полученные с использованием всех точек исходного множества без участия этих точек в построении функции аппроксимации, и являются показателями, которые следует учитывать при сравнении различных подходов. Для обозначения этих величин далее будем использовать индекс "предсказательный".

Результаты исследования по выбору наилучшей функции аппроксимации

Исследования по выбору наилучшего вида аппроксимирующей зависимости проводились для каждого из 16 аппроксимируемых параметров. В качестве примера на рис. 4 показаны результаты оценки среднеквадратического отклонения для $V_{\gamma'}$ при различных типах и параметрах аппроксимации.

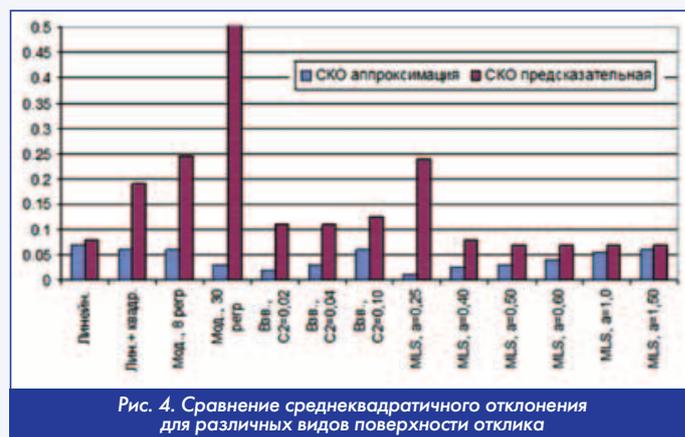


Рис. 4. Сравнение среднеквадратического отклонения для различных видов поверхности отклика

Рассмотрим взаимное изменение СКО аппроксимации и СКО предсказания. Из анализа данных, показанных на рис. 4 можно сделать вывод о том, что настройка функции аппроксимации на лучшее описание исходного множества точек почти всегда оборачивается ухудшением предсказательных свойств. Так, линейная регрессия обеспечивает наименьшее отличие между СКО аппроксимации и предсказания. Усложнение структуры функции аппроксимации путем добавления в состав регрессоров квадратичных членов незначительно повышает точность описания исходных точек, но заметно ухудшает предсказательные свойства функции аппроксимации. Аналогичное влияние оказывает увеличение числа регрессоров в модифицированном МНК, уменьшение параметра гибкости C_2 для взвешенной аппроксимации, а также уменьшение коэффициента a в регрессии с локальным взвешиванием.

Выбор наилучшей функции аппроксимации осуществляется на основании сравнительного анализа всех параметров, показанных на рис. 4. Так, для $V_{\gamma'}$ в качестве наилучшей функции выбрана регрессия с локальным взвешиванием (MLS) с коэффициентом a , равным 0,5. Данный вид аппроксимации обеспечивает наименьший уровень погрешности предсказания, и при этом находится в числе лучших вариантов по СКО и максимальной ошибке, определяемых для исходного множества точек.

Результаты работы по обеспечению наилучшей точности математической модели для всего комплекса показателей жаропрочных сплавов сведены в таблицу 1. Следует отметить, что для некоторых коэффициентов распределения легирующих элементов K_i количество точек исходных данных весьма мало. Это обстоятельство затрудняет получение хорошей аппроксимационной модели.

На рис. 5 представлены рассчитанные с помощью аппроксимирующих функций результаты изменения $V_{\gamma'}$ фазы в зависимости от содержания того или иного легирующего элемента, а в таблице 2 приведены результаты оценки точности расчета по представленной модели основных параметров литейных и дисковых жаропрочных сплавов никелевых сплавов. Точность оценивалась в сравнении с экспериментальными результатами, представленными в [3 - 6 и др.]. Видно, что метод обеспечивает весьма высокую точность описания связей "состав - свойства", что имеет важное значение для правильного прогноза оптимальных составов перспективных сплавов.

Таблица 1

Сводная характеристика ММ сплава						
Параметр	N арг.	N точек	Отн. СКО апп., %	Отн. Δ_{Max} апп., %	Отн. СКО предск., %	Отн. Δ_{Max} предск., %
$V_{\gamma'}$	11	87	3,1	9,4	6,9	24,7
σ_{1000}^{1000}	11	38	3,8	8,6	6,1	14,1
$T_{п.р.\gamma'}$	11	71	4,4	11,4	8,7	32,7
σ_{β} и σ_{02}	11	27	4,5	12,3	9,8	28,5
σ_{1000}^{1000}	11	51	4,4	10,4	7,7	32,7
K_{iCr}	11	31	8,3	22,9	21,9	50,3
K_{iCo}	11	27	9,8	20,7	17,3	45,8
K_{iW}	11	25	5,3	11,3	20,0	57,8
K_{iMo}	11	27	15,4	28,5	23,5	38,5
K_{iAl}	11	27	3,7	11,3	20,9	81,8
K_{iTi}	11	27	3,3	7,1	9,6	40,1
K_{iTa}	10	13	5,6	10,4	15,4	38,5
K_{iRe}	10	7	11,3	21,6	66,8	90,9
K_{iNb}	11	9	7,2	12,5	42,3	82,5
K_{iHf}	9	2	-	-	-	-
K_{iV}	9	3	-	-	-	-

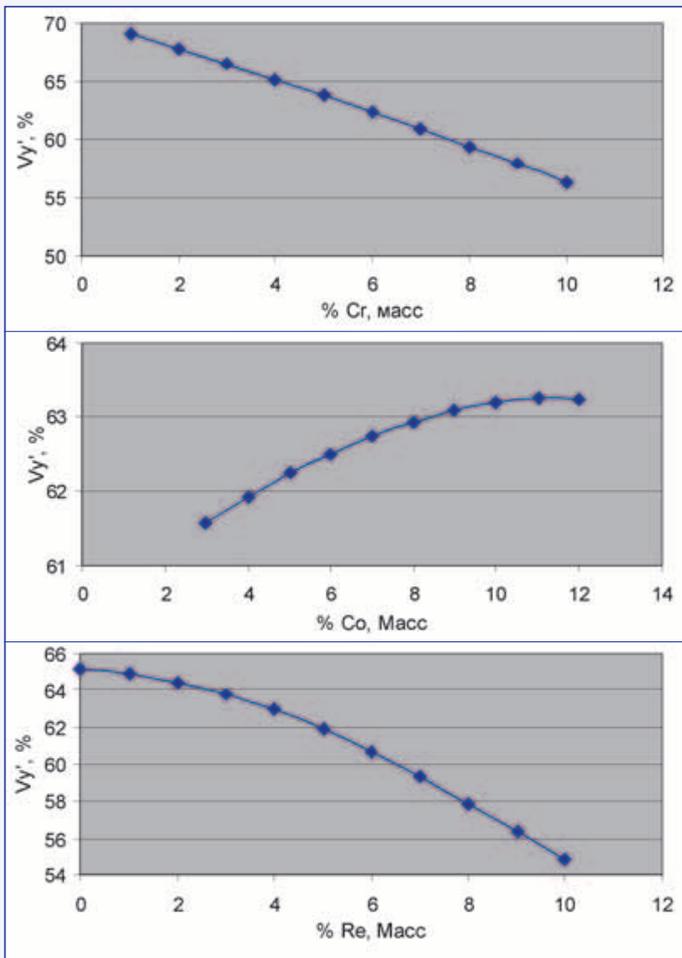


Рис. 5. Влияние изменения содержания легирующих элементов в сплаве на основе ЖС32М на величину $V_{\gamma'}$ -фазы

Приведенные в таблице 2 результаты сравнения экспериментальных данных и расчетных моделей указывают на достаточно высокую эффективность разработанного подхода. Полученные решения, устанавливающие связи "параметр-легирующее" отличаются наиболее высокой среди известных на сегодняшний день достоверностью и точностью. Представленные модели легли в основу созданного метода поиска оптимальных составов сплавов по заданным значениям структурных, термодинамических, прочностных, физических и других параметров жаропрочных сплавов.

Суть разработанной компьютерной программы, реализующей предложенный метод, заключается в том, что разработчик

Результаты сравнения экспериментальных значений и данных, полученных с помощью аппроксимационных зависимостей

Параметр	Размерность	$\Delta r_{ср}$	Количество сплавов
$T_{п.р.\gamma'}$ -фазы	°С	6,4	71
$V_{\gamma'}$ -фазы	Масс. %	1,4	87
σ_{1000}^{1000} литейных сплавов	МПа	7,1	47
σ_{1000}^{1000} литейных сплавов	МПа	7,3	38
σ_{β}^{20} дисковых сплавов	МПа	17,1	27
σ_{100}^{650} дисковых сплавов	МПа	30	38

Таблица 2

сплава задает желаемые значения (или ограничения) для основных параметров, определяющих работоспособность сплавов. Программа модели сплава обеспечивает автоматизированный расчет всех заложенных в нее параметров (рис. 6). Она, в свою очередь, является одной из составных частей технологии поиска оптимизированных составов.

Вторая компонента программного комплекса обеспечивает интерфейс для стыковки математической модели сплава с комплексом многокритериальной оптимизации IOSO NM. Это позволяет в автоматизированном режиме осуществить поиск оптимальных составов сплавов, удовлетворяющих критериям, введенным в программу разработчиком сплавов (рис. 7).

Таким образом, созданная программная реализация математической модели позволяет не только рассчитывать в автоматизированном режиме важнейшие характеристики, определяющие работоспособность никелевых жаропрочных сплавов, но и (что определяет ее принципиальную новизну) по заданным параметрам осуществлять автоматизированную разработку новых сплавов.

Литература

1. Е.Н. Каблов, Н.В. Петрушин "Компьютерный метод конструирования литейных жаропрочных никелевых сплавов", в сб. "Литейные жаропрочные сплавы. Эффект С.Т. Кишкина", М., "Наука", 2006. - 56 - 78 с.
2. Robust Design Optimization Based on Metamodeling Techniques, Florian Jurecka, Thesis of Doctoral Dissertation, Engineering, Technical University of Munchen, 2008.
3. Roger C. Reed The Superalloys. Fundamentals and Applications. Cambridge University Press. 2006. - 372 с.
4. В.В. Ртищев "Расчетные методы прогнозирования фазового состава, структурных характеристик и процессов длительной прочности по химическому составу жаропрочных сплавов на никелевой основе", в ст. "Жаропрочные и жаростойкие стали и сплавы на никелевой основе", под ред. О.А. Банных, М., "Наука", 1984. - 144 с.
5. Литейные жаропрочные сплавы "Эффект С.Т. Кишкина" М.: Наука, 2006 г., 100-113 с.
6. С.Т. Кишкин, Г.Б. Строганов, А.В. Логунов "Литейные жаропрочные сплавы на никелевой основе" М.: Машиностроение, 1987. - 111 с.

Связь с автором: 8-495-683-99-31

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЗНАЧЕНИЙ ВХОДНЫХ ДАВЛЕНИЙ НА ТЯГУ И СООТНОШЕНИЕ РАСХОДОВ КОМПОНЕНТОВ ПРИ РАБОТЕ ЖРД НА НИЗКИХ РЕЖИМАХ

ОАО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко":
Анатолий Иванович Колбасенков, начальник сектора, к.т.н.
Пётр Сергеевич Лёвочкин, заместитель главного конструктора по науке, к.т.н.
Дмитрий Сергеевич Пушкарёв, инженер-конструктор
Вадим Ильич Семёнов, заместитель главного конструктора по ЖРД, д.т.н.
Елена Николаевна Сёмина, ведущий инженер-конструктор, к.т.н.
Игорь Григорьевич Стороженко, ведущий инженер-конструктор, к.т.н.

Испытания двигателя показали существенное влияние значений входных давлений компонентов на их массовое соотношение расходов при работе на низких режимах. Возможность "парирования" влияния входных давлений компонентов топлива подтверждена проведенными испытаниями.

Engine test showed a significant effect of input pressures of components on their mass flow ratio when LRE working on low mode. Opportunity to "parry" influence of input pressures of components is confirmed by the tests.

Ключевые слова: ЖРД, входные давления, управление, регулирование.

Keywords: LRE, input pressure, control, regulation.

Работа двигателя, устанавливаемого на центральном блоке перспективной ракеты-носителя (РН), характеризуется тем, что при старте РН данный двигатель выводится (одновременно с двигателями боковых ступеней) на режим 100 % номинальной тяги, а через некоторое время переводится на режим 30 % номинальной тяги при тяге боковых ступеней 100 %. Режим 30 % сохраняется в течение всего времени работы боковых ступеней. После отстыковки этих ступеней двигатель центрального блока форсируется до уровня 100 % номинальной тяги. Подобный режим полета РН позволяет существенно (до 15 %) увеличить выводимую полезную нагрузку.

При работе двигателя центрального блока на режиме дросселирования происходит существенно меньшая выработка компонентов из центрального блока (по сравнению с боковыми ступенями), при непрерывно возрастающем ускорении РН, что приводит к росту давлений компонентов на входе в двигатель. На рисунке 1 представлены расчетные зависимости изменения давлений на входе по линиям окислителя (жидкий кислород) и горючего (керосин) в процессе работы двигателя центрального блока на режиме 30 %.

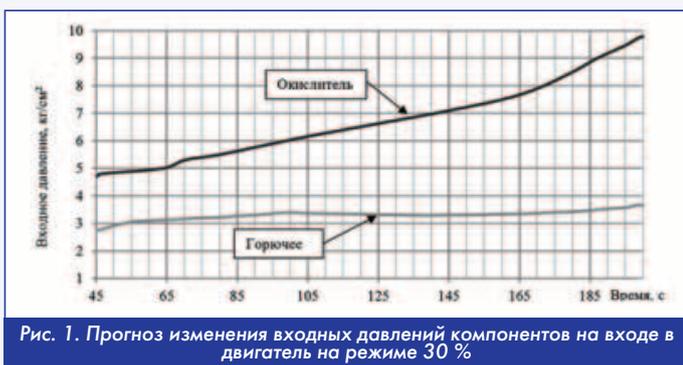


Рис. 1. Прогноз изменения входных давлений компонентов на входе в двигатель на режиме 30 %

Видно, что в течение ~155 с давления окислителя и горючего на входе в двигатель монотонно возрастают соответственно от ~4,5 кгс/см² и ~2,7 кгс/см² до ~9,8 кгс/см² и ~3,7 кгс/см² и далее (при переводе работы двигателей боковых ступеней на пониженный режим тяги перед отстыковкой) снижаются до исходных значений.

При отработке предшествующих двигателей, работающих на тех же компонентах в диапазоне изменения режимов по тяге 100...50 % было установлено крайне низкое влияние входных давлений компонентов на точность поддержания требуемых значений тяги R и соотношения расхода компонентов Km .

Разработанные алгоритмы регулирования двигателя не учитывали влияние такого внешнего фактора как давления компо-

нентов на входе в двигатель. Однако отмеченный выше большой диапазон изменения данных давлений (особенно по линии окислителя) и низкая напорность насосных ступеней на низком режиме требуют проведения исследований по возможному учету влияния входных давлений компонентов на R и Km в алгоритме регулирования двигателя.

Для исследования влияния входных давлений компонентов на R и Km в ОАО "НПО Энергомаш" были проведены экспериментальные испытания. Испытания двигателей проводились при номинальных и повышенных давлениях на низких режимах по тяге. На одном из испытаний на режиме 27 % (~70 с) было обеспечено значение тяги $R = 28,5 \%$ и соотношения компонентов $Km = 2,7$. После 80 с в течение ~30 с в соответствии с рис. 3 последовательно увеличивалось входное давление окислителя с величины 3,2 кгс/см² до 8,6 кгс/см². Рост входного давления окислителя сопровождался монотонным ростом значения R до 29 % и Km до 2,9 (рис. 2). На 140 секунде вводилась поправка кода команд, выдаваемых на привод дросселя, необходимая для возвращения значения Km к номинальной величине. После 150 с в течение ~20 с в соответствии с рис. 3 последовательно увеличивалось

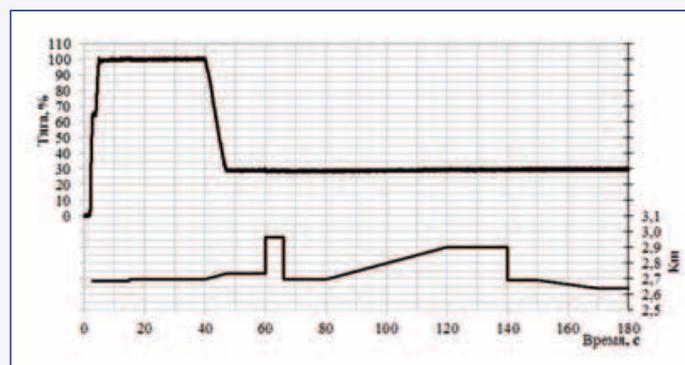


Рис. 2. Профиль изменения тяги и соотношения компонентов



Рис. 3. График изменения входных давлений компонентов

входное давление горючего с величины 1,6 кгс/см² до 4кгс/см². Рост входного давления горючего сопровождался монотонным снижением значения *Km* с величины 2,7 до 2,64.

Изменение таких параметров как тяга и соотношение компонентов топлива в зависимости от изменения входного давления окислителя ($\Delta p_{вх.о}$) и горючего ($\Delta p_{вх.г}$) могут быть представлены уравнениями

$$\Delta R_p = \frac{\partial R}{\partial p_{вх.о}} \Delta p_{вх.о} + \frac{\partial R}{\partial p_{вх.г}} \Delta p_{вх.г},$$

$$\Delta Km_p = \frac{\partial Km}{\partial p_{вх.о}} \Delta p_{вх.о} + \frac{\partial Km}{\partial p_{вх.г}} \Delta p_{вх.г}.$$

На двигателе проводится испытание, с изменяемыми входными давлениями компонентов топлива. По результатам испытаний на каждом из режимов определяются значения

$$\frac{\partial R}{\partial p_{вх.о}}, \frac{\partial R}{\partial p_{вх.г}}, \frac{\partial Km}{\partial p_{вх.о}}, \frac{\partial Km}{\partial p_{вх.г}}.$$

Данные для расчета поправки по входным давлениям компонентов, полученные в результате проведения двух испытаний на разных двигателях, сведены в таблицу 1 (для окислителя) и таблицу 2 (для горючего):

Таблица 1

Параметры для определения коэффициентов влияния входного давления окислителя на тягу и соотношение компонентов топлива						
№ испытания	R (1)	R (2)	Km (1)	Km (2)	$p_{вх.о} (1),$ кг/см ²	$p_{вх.о} (2),$ кг/см ²
1	0,027	0,028	2,816	3,079	3,361	8,305
2	0,028	0,028	2,715	2,997	3,378	8,477

Таблица 2

Параметры для определения коэффициентов влияния входного давления горючего на тягу и соотношение компонентов топлива						
№ испытания	R (1)	R (2)	Km (1)	Km (2)	$p_{вх.г} (1),$ кг/см ²	$p_{вх.г} (2),$ кг/см ²
1	0,028	0,028	2,856	2,806	1,707	3,810
2	0,029	0,029	2,748	2,685	1,933	3,893

В соответствии с проведенным расчетом, были найдены и осреднены (по результатам двух испытаний) коэффициенты, учитывающие влияние входных давлений компонентов на тягу и соотношение компонентов топлива

$$\frac{\partial R}{\partial p_{вх.о}} = 0,00015; \quad \frac{\partial R}{\partial p_{вх.г}} = -0,00003;$$

$$\frac{\partial Km}{\partial p_{вх.о}} = 0,054; \quad \frac{\partial Km}{\partial p_{вх.г}} = -0,028.$$

Для подтверждения полученных данных был проведен эксперимент по "парированию" влияния входных давлений компонен-

тов на тягу и соотношение компонентов. При входном давлении окислителя 3,5 кгс/см² на режиме 27 % по тяге были обеспечены значения *R* = 27,3 % и *Km* = 2,8. С 80 секунды увеличивалось входное давление окислителя на данном режиме до 8,35 кгс/см², рост давления сопровождался ростом значения тяги и соотношения компонентов до величины *R* = 28 % и *Km* = 3,079 соответственно. Со 140 секунды учитывалась поправка для "парирования" влияния входных давлений, полученная экспериментальным методом. Со 150 секунды увеличивалось входное давление горючего с величины 1,7 кгс/см² до 3,8 кгс/см², что было учтено поправкой. В конце участка роста входных давлений компонентов значение *Km* = 2,8, что и было реализовано первоначально на 80 секунде (рис. 4, 5).

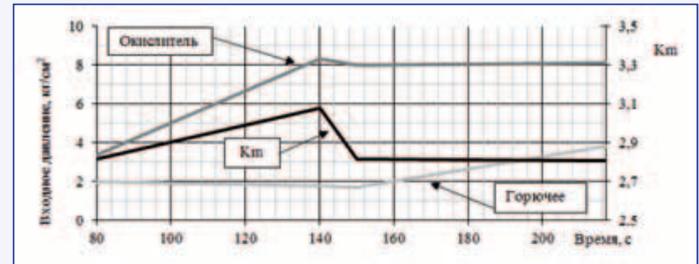


Рис. 4. График изменения входных давлений и соотношения компонентов топлива с учетом поправки по входным давлениям компонентов

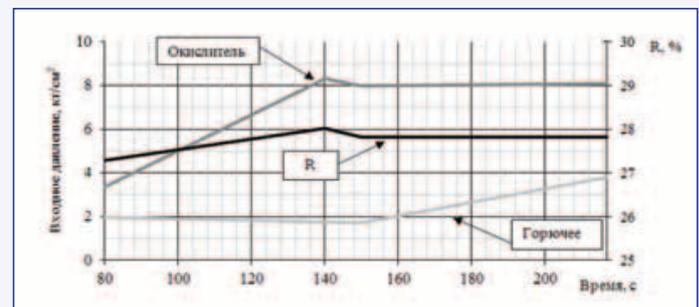


Рис. 5. График изменения входных давлений и тяги с учетом поправки по входным давлениям компонентов

Выводы

1. Выявлено существенное влияние давлений компонентов на входе в двигатель при его работе на низких режимах (*R* < 30 %).
2. Определены коэффициенты влияния величин входных давлений компонентов на изменение соотношения компонентов *Km* при работе на низких режимах.
3. Экспериментальным путем подтверждена возможность "парирования" влияния входных давлений компонентов на тягу и соотношение компонентов двигателя.

Связь с автором: e-mail: pushcarev@hotmail.com

ИНФОРМАЦИЯ: Самый мощный ускоритель NVIDIA

NVIDIA представила графический процессор NVIDIA® Tesla® K40 - самый мощный в мире ускоритель из когда-либо созданных, который обеспечивает экстремальную производительность в широком спектре научных, инженерных, корпоративных и HPC-приложений.

Tesla K40 обладает вдвое большим объемом памяти и на 40 % быстрее предшественника Tesla K20X, а также в 10 раз быстрее самого мощного на сегодня CPU, являясь первым в мире и самым мощным ускорителем, оптимизированным для анализа больших объемов данных и масштабных научных исследований.

"GPU-ускорители уже массово применяются для супервычислительных и HPC-задач,

позволяя инженерам и ученым быстро получать новые результаты и совершать научные открытия, - сказал Сумит Гупта (Sumit Gupta), директор направления Tesla Accelerated Computing в NVIDIA. - С передовой производительностью и увеличенным объемом памяти процессора Tesla K40 компании могут быстро обрабатывать огромные массивы данных, генерируемых приложениями для анализа Big Data".

Графический процессор Tesla K40, основанный на архитектуре NVIDIA Kepler™ - самой мощной и эффективной архитектуре в мире - превосходит все существующие ускорители по двум основным показателям вычислительной производительности: 4,29 терафлопс в вычислениях с одинарной точ-

ностью и 1,43 терафлопс в вычислениях с двойной точностью.

Ключевые особенности ускорителя Tesla K40:

- 12 Гб скоростной памяти GDDR5 для обработки вдвое больших объемов данных и их быстрого анализа;
- 2880 параллельных ядер CUDA® обеспечивают ускорение работы приложений до 10 раз по сравнению с CPU;
- динамический параллелизм позволяет GPU-потокам создавать новые потоки для быстрой и легкой работы с адаптивными и динамическими структурами данных;
- поддержка интерфейса PCIe 3-го поколения ускоряет передачу данных вдвое по сравнению с PCIe 2.

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ И ДИНАМИЧЕСКИЕ РЕЖИМЫ В РДТТ. ИМПЕДАНС ПЕТРОВА

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

Теоретический анализ динамических ситуаций показал, что работа ракетного двигателя на твердом топливе всегда проходит в нестационарном режиме. Необходимо проводить корректный расчет с привлечением нестационарных уравнений Навье-Стокса и определять поля скоростей в зависимости от всех трех координат x, y, z и времени. Показано, что неустойчивость в РДТТ может быть временная и не повлиять на состояние материальной части двигателя. Разработан метод расчета кривой "пушечного" выхода на режим с динамическим последствием. Разработан метод для определения импеданса и скорости распространения волновых возмущений в каналах зарядов из смесевых твердых топлив крупногабаритных РДТТ.

Работа ракетного двигателя на твердом топливе отличается от работы ЖРД тем, что она всегда проходит в нестационарном режиме. Невозможно выделить временные интервалы, где параметры остаются постоянны и не зависят от времени. Да, конечно, можно так подобрать заряд, чтобы давление во всё время работы РДТТ будет постоянно, но это еще не значит, что при этом останутся постоянными другие параметры. Например, изменение проходных сечений в камере сгорания двигателя за счет выгорания заряда приводит к деформации поля течения продуктов сгорания. При этом изменяются особенности течения, возникают новые направления потоков, появляются новые или пропадают старые вихри, жгуты, винтовые течения. То есть, другими словами, турбулентность в процессе работы камеры сгорания постоянно меняется. Это изменение естественно носит локальный характер и в различных областях камеры все происходит по-разному.

Традиционно принято считать, что проблем в камере сгорания РДТТ нет. Это и понятно - рассчитай заряд и по одномерной методике выпусти продукты сгорания через сопло. Главное, не забудь, не упusti потери полного давления. Более сложная картина, конечно, формируется около дозвуковой части соплового блока. Там действительно возникают встречные потоки, могут возникать тороидальные вихри и все такое прочее, но все это не те проблемы, которые являются лимитирующими. Как правило, при разгоне заряда они исчезают. Более стесненные условия для потока переходят в более свободные - и турбулентность упрощается. Высокодифференцированные составляющие турбулентности, такие как торсионные жгуты и сложные винтовые течения "разглаживаются" и поток стремится к ламинарному. Но в начале работы РДТТ нужно внимательно следить за процессами, которые могут привести к нерасчетным и даже аварийным ситуациям. Это - процессы выхода на режим, сопровождающиеся гидроударом от продуктов сгорания воспламенителя и возможное возникновение высокочастотных и низкочастотных колебаний движущейся среды. Последняя ситуация возникает в случае неправильно спроектированного заряда. Ведь известно, например, что в зарядах со щелями (рис. 1) образуются сложные вихревые течения, заставляющие колебаться перья заряда. Это неоднократно отмечалось в литературе. Так, упомянутые выше процессы в дозвуковой части сопла, со своей сложной встречной структурой потоков, или результат использование двухсоставных зарядов с сильно различающимися скоростями горения. Там, на разделительной линии могут формировать-

ся не только градиентные волны Кельвина-Гельмгольца, но и образовываться срывные циклические течения, генерирующие уже акустическую циклику. Таким образом:

1. Необходимо знать - будет ли при запуске двигателя появляться динамика переходного процесса, и насколько это опасно для целостности РДТТ; и
2. Хорош ли заряд (или в целом двигатель) с точки зрения, например, ВЧ-устойчивости.

О прогнозе неустойчивости РДТТ

В ракетном двигателе твердого топлива в качестве камеры сгорания (в классическом ее понимании) представляется поверхность горения заряда, ограничивающая свободный объем, заполненный продуктами сгорания. При этом бессмысленно говорить о постоянной форме камеры и в расчетах следует учитывать динамику ее изменения.

В каждый момент работы двигателя этот объем увеличивается и поле течения меняется, что необходимо учитывать при расчете акустических параметров и прогнозе неустойчивой работы РДТТ. Если ЖРД сразу заработал в неустойчивом режиме, то этот двигатель изначально не годен для эксплуатации. Но! Если в РДТТ в процессе изменения формы камеры в том последнем понимании возникают на некоторое время конфигурации, которые провоцируют неустойчивость, то это еще не повод браковать двигатель. Такая ситуация представлена на рис. 2. Виден участок с автоколебаниями. Теперь все зависит, насколько этот участок продолжителен.

Каким же образом прогнозировать, когда и на какое время возникает неустойчивая ситуация? Для этого необходимо рассчитать поле течения продуктов сгорания по времени $V = V(x, y, z, \tau)$. То есть нужно найти в каждой точке пространства камеры сгорания абсолютное значение скорости истечения для каждого выгоревшего слоя заряда. Расчет весьма желательно проводить с использованием феноменологических уравнений Навье-Стокса, так как результаты должны зависеть от молекулярной вязкости (ν) и

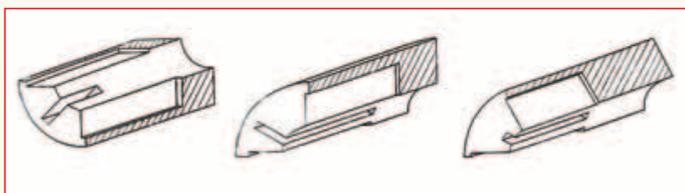


Рис. 1. Примеры форм заряда РДТТ

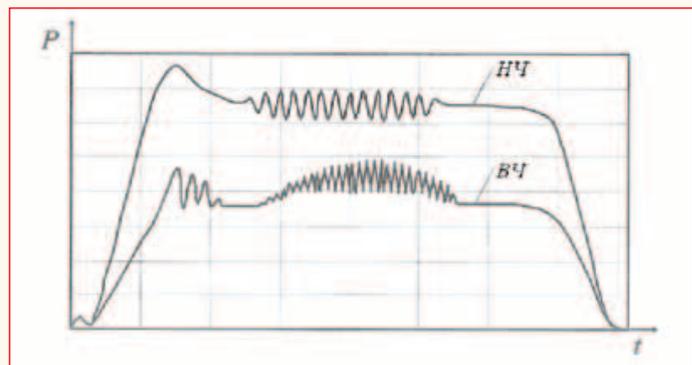


Рис. 2. Примеры неустойчивых режимов работы РДТТ

сжимаемости. Понятно, что без сжимаемости говорить о возникновении колебаний бессмысленно. Дальнейший алгоритм расчета известен [1] и заключается он в нахождении в каждой точке пространства камеры сгорания критерия Филина-Зенина, который не должен превышать некоторой критической величины, без которой колебательные решения векторного уравнения Навье-Стокса невозможны. В самом общем виде это необходимое условие имеет вид

$$\Phi Z = \frac{\kappa V^4}{\nu a^2} \cdot \frac{d \frac{\nu}{\rho \omega^2 V}}{dr} > \frac{1}{4},$$

где ν - абсолютное значение скорости газового потока. Достаточным условием будет постоянство $\rho \omega^2 V$.

Далее выстраивается зона неустойчивости, где $\Phi Z > 1/4$.

Эти области являются потенциальными акустическими излучателями. Причем, необходимые и достаточные условия указывают на присутствие автоколебаний. Теперь если эти акустические излучатели будут работать в когерентном режиме и фазы у них будут совпадать, то возникнет фундаментальный нелинейный эффект синхронизации, когда общая масса колеблющегося газа внутри камеры сгорания начинает колебаться в одном ритме с одинаковой частотой. Эта частота и будет характеризовать резонансную частоту, которая приводит к неустойчивости всего двигателя. Нахождение этой частоты можно осуществить, используя генеральную последовательность синхронных частот Слесарева-Тарарышкина [2]. При этом следует иметь в виду, что первая синхронная частота этой последовательности является ведущей и, в основном, она определяет звук. Все последующие частоты ей как бы аккомпанируют.

Примером неустойчивой работы РДТТ была ситуация, в которой оказался В.А. Пинт (рис. 3). Исследуя возгорание зарядов при низком давлении на безметалльном топливе, он неожиданно получил исторический результат. О колебаниях при выходе на режим будет сказано позже, а вот по маршевому режиму заметим, что он получил осциллографическую запись, имеющую строгую циклическую. Очевидно, что были получены низкочастотные колебания потока, которые инициировало циклическое горение топлива. О механизме возникновения такого горения мы говорить не будем, но отметим, что если бы не мощная металлическая конструкция модельного двигателя, неизбежно произошла бы авария.

Учитывая сказанное выше и по причине относительной простоты конструкции, отработку РДТТ на наличие ВЧ-устойчивости целесообразно проводить комплексно, в отличие от ЖРД, где логично камеру обрабатывать автономно.

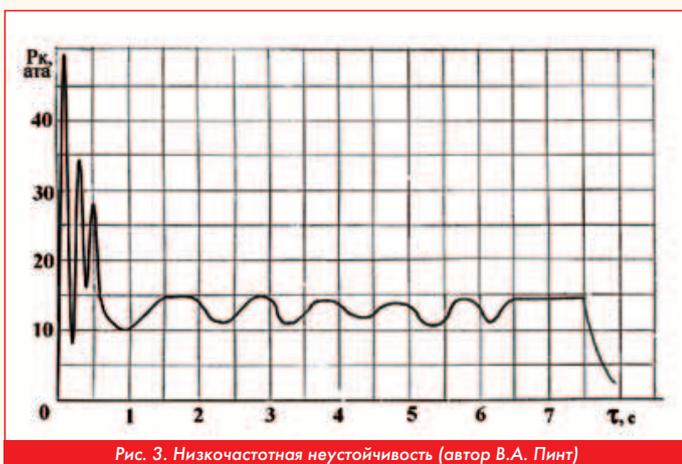


Рис. 3. Низкочастотная неустойчивость (автор В.А. Пинт)

Расчет воспламенителя. Выход РДТТ на режим

Для того чтобы запустить двигатель необходимо запальное устройство. Самые разнообразные конструкции запальников предполагают возможность воспламенения зарядов практически любых конфигураций. Важным при разработке запальника является правильный выбор массы воспламенительного устрой-

ства. Из литературы известно большое число методов и способов расчета массы воспламенительного заряда. Все эти методы эмпирические. Они разработаны для различных конкретных двигателей, а не для той единственной уникальной специфической установки, результаты экспериментов на которой можно было бы распространить на все случаи. Характерной особенностью таких методов является большое количество, как правило, размерных коэффициентов. Однако среди обилия рекомендаций и директив для конкретных штатных запальников можно выделить некоторые общие закономерности, полезные при выборе массы воспламенительного заряда. В работе [3] на многочисленных примерах двигателей разной размерности доказано, что масса воспламенителя должна быть тем больше, чем больше величина свободного объема камеры сгорания РДТТ

$$M_B \sim V_{CB}^{\frac{2}{3}}$$

Специально проведенные автором работы на двигателях с различными габаритами и различными составами воспламенителей и топлив показали также, что масса воспламенителя пропорциональна первой степени номинального давления в камере P_K , ожидаемого после запуска. Была получена универсальная формула, которая в дальнейшем показала весьма прогнозируемые результаты для будущих изделий

$$M_B = \frac{1}{3} P_K \cdot V_{CB}^{\frac{2}{3}}$$

Формула была получена с помощью специальных отстрелов запальных устройств при различных свободных объемах в пустых камерах. Причем, длина и диаметр камеры примерно не выходили за соотношение 2:1. Это было сделано с учетом того, что если в будущем потребуются расчет длинномерных камер, то данный размер будет своеобразным квантом. Целью отстрелов было получение коротких импульсов и определение амплитудных значений по давлению и продолжительности выхода давления на максимальное значение. Кривая выхода на режим вначале имела пологий подъем, переходящий в достаточно протяженный практически прямолинейный рабочий участок с перегибом и далее весьма пологий выход на максимальное значение. Эта кривая была идентифицирована как кривая насыщения. Ее математическое описание было заимствовано из работы [4], где подобная кривая была получена из закона Аррениуса и отнормирована для решения различных физических задач. При этом полученная функция нормального насыщения применительно к данной задаче имела следующий вид

$$\psi(\bar{\tau}) = \frac{1}{\bar{\tau}} \exp\left(1 - \frac{1}{\bar{\tau}}\right),$$

где $\bar{\tau} = \tau / \tau_B$ и τ_B - время воспламенения заряда.

После чего величину давления в области выхода на режим в любой момент времени стало возможным определить по формуле $P = P_K \cdot \psi(\tau)$.

Обычно в экспериментах дают амплитудный запас равный ~10...20 % от P_K .

Если воспламенитель выбран неправильно, и массы для полного воспламенения не хватает, то двигатель может не воспламениться. Если же воспламенителя взято больше, то после его срабатывания может возникнуть колебательный режим и даже неустойчивость. На рис. 4 представлен поистине хрестоматийный результат, иллюстрирующий "пушечное" воспламенение и последующее горение кусков топлива в процессе разрушения двухсоставного заряда.

Следует отметить, что если система ВЧ-устойчива, то есть устойчива к акустическим возмущениям, то даже жесткое воздействие на систему не приведет к автоколебаниям. При этом система воспримет первоначальную амплитуду и начнет колебаться, но благодаря своим внутренним свойствам, а именно, из-за вязкости и кривизны линий тока [5], система со временем подавит эти

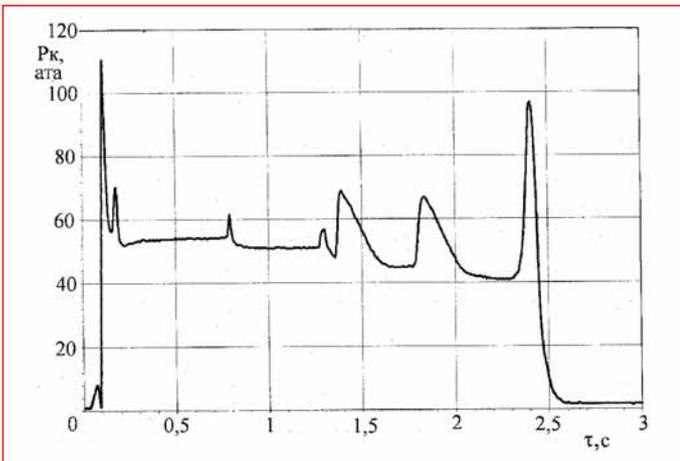


Рис. 4. Выход на режим с последующим разрушением двухсоставного заряда (автор С.А. Дегтярёв)

колебания и выйдет на номинальный режим. Методика расчета таких колебаний приведена в [5] и сводится к нахождению решения главного уравнения колебательного звена с постоянной правой частью (условие гидроудара). Решением этого уравнения является

$$P = A \sin(\omega_0 \tau + \varphi) + P_k.$$

Здесь под амплитудой понимается превышение давления от воспламенителя над номинальным значением. Остальные параметры, входящие в данное уравнение, рассчитываются по анало-

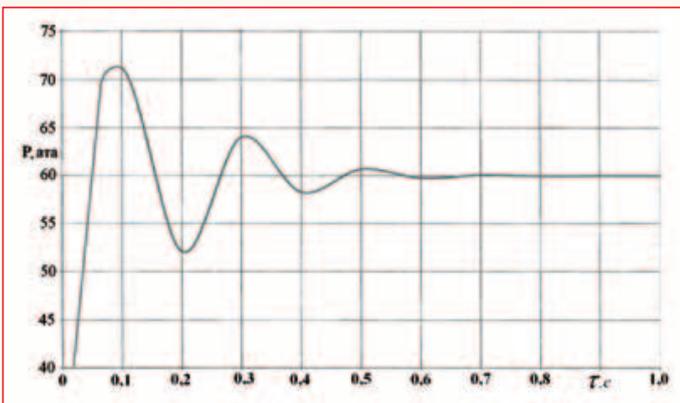


Рис. 5

гии со случаем при автоколебательном режиме. На рис. 5 представлен расчетный результат, иллюстрирующий возможную динамику выхода РДТТ на режим.

Импеданс Петрова

Алексей Алексеевич Петров - известный в России и за рубежом специалист по проблемам акустической неустойчивости камер сгорания РДТТ [6]. Автор работ по нестационарным виброимпульсным процессам в камерах сгорания РДТТ при стендовых и летных испытаниях. Провел систематические исследования по воздействию мелкодисперсных частиц на акустические колебания в камере сгорания с целью их устранения. Он впервые объяснил явление флаттера сверхзвуковых сдвигаемых сопловых насадков. Применительно к РДТТ определил понятие акустического импеданса для учета податливости стенок заряда при воздействии на него акустических нагрузок. В последние годы Алексей Алексеевич занимается динамической устойчивостью работы узлов железнодорожных транспортных средств в рамках конверсии.

Для многих вопросов динамики сжимаемых сред имеет значение величина, называемая акустическим импедансом. Формаль-



А.А. Петров

но она записывается как произведение плотности на местную скорость звука. По существу это - мера жесткости среды, то есть суммарное сопротивление динамическим процессам. Запись в виде двучлена подразумевает идеальные условия течения жидкостей и газов по каналам, камерам и соплам. Но уже в начале двадцатого века великим российским ученым Н.Е. Жуковским было обращено внимание на особенности течений жидкостей в каналах с податливыми стенками. Жуковский предложил учитывать податливость стенок и по аналогии с методом Кортвега была получена зависимость скорости звука с учетом жесткости материала конструкции. Это были чугунные трубы от московского водопровода. Принимая выдвинутую Жуковским идею как начальную посылку, А.А. Петров применительно к условиям РДТТ получил формулу для скорости звука при течении продуктов сгорания внутри канала заряда. Для определения скорости распространения волн в канале заряда была рассмотрена ситуация, когда канал считался трубой с бесконечно толстой стенкой и с весьма низким модулем упругости материала твердого топлива. Опираясь также на формулу Кортвега и специальные опыты, которые Петров провел с различными составами твердого топлива, он получил зависимость для скорости распространения звука вдоль твердотопливного заряда

$$a_{\Pi} = \sqrt{\frac{E_{\Pi}}{\rho_{\Pi}}}.$$

Это дало возможность вычислить скорость звука при течении продуктов сгорания (без частиц) с учетом податливости заряда

$$a_{\Pi} = \frac{a}{\sqrt{1 + \frac{a}{a_{\Pi}}}}.$$

Главным отличительным признаком продуктов сгорания РДТТ является их конденсированная фаза. Учет ее в практических расчетах осуществляется введением понятия псевдогаза и записывается следующим образом:

$$a_{\Pi\Pi} = a / \sqrt{1 - z} - \text{ скорость звука для псевдогаза;}$$

$$\rho_{\Pi\Pi} = \rho (1 - z) + \rho_p z - \text{ плотность псевдогаза.}$$

С учетом изложенного выше формула для расчета акустического импеданса была записана в виде

$$J = \frac{\rho_{\Pi\Pi} a_{\Pi\Pi}}{\sqrt{1 + a_{\Pi\Pi} \sqrt{\rho_{\Pi\Pi} / E_{\Pi}}}}.$$

Расчеты, выполненные А.А. Петровым с применением полученных формул дали хорошее совпадение с результатами испытаний натурных РДТТ. Сравнение проводилось с результатами измерений акустических колебаний различных мод. ▲

Литература

1. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Возникновение неустойчивости в ЖРД. // Двигатель № 2, 2012 г.
2. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Генеральная последовательность синхронных частот. // Двигатель № 1, 2013 г.
3. А.А. Шишков, С.Д. Панин, Б.В. Румянцев. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива. М. Машиностроение, 1989 г.
4. Н.Ю. Кочетков. Разработка и верификация метода и программы расчета ВБХ РДТТ с двухсоставными зарядами для перспективных ЛА. // Космонавтика и ракетостроение № 1 (58), 2010 г.
5. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Гидроудар в ПГС. // Двигатель № 2, 2013 г.
6. А.А. Петров. Определение скорости распространения волновых возмущений в канале заряда РДТТ. М. Центр Келдыша. 2013 г.



Работа РДТТ системы аварийного спасения КА "Аполло"

Полный вперед!

с 2,5 тоннами в 5 осях



Фирма Hermle - ведущий изготовитель 5-осевых обрабатывающих центров - расширяет свою производственную программу: наши высочайшая точность, надежный сервис и компетентность в области автоматизации теперь позволяют обрабатывать заготовки весом до 2500 кг.

www.hermle-vostok.ru

Представительство «Хермле ВВЗ АГ» в Москве · ул. Полковая д.1, стр. 6 · 127018 Москва, Россия · Тел.: +7 495 221 83 68 · info@hermle-vostok.ru



ПРОБЛЕМАТИЧНОЕ НАЧАЛО И ДРАМАТИЧЕСКИЙ КОНЕЦ РАЗРАБОТКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ Н1

Вячеслав Фёдорович Рахманин,

главный специалист ОАО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко"

(Продолжение. Начало в № 6 - 2011, 1-6 - 2012, 1-4 - 2013)

Успешные запуски американских искусственных спутников Земли (ИСЗ) "Авангард" (в марте 1958 г., в феврале и сентябре 1959 г.) и "Эксплорер" (в январе, марте и июле 1958 г., а также в августе и октябре 1959 г.) несколько успокоили общественное мнение США, но выполняемые ими научно-технические программы явно уступали советским ИСЗ.



Макет ИСЗ "Эксплорер-1" с четвертой ступенью (вверху).
Внизу вторая ступень, в центре которой размещена третья ступень.
Справа - американские инженеры у макета спутника

Проиграв приоритет в запуске первого ИСЗ, руководство НАСА приняло решение не вступать в конкуренцию с СССР в области запусков ИСЗ, а сосредоточить основное внимание на организации работ по исследованиям Луны. Для реализации этой задачи НАСА разработало первую в США лунную программу с претенциозным наименованием "Пионер". Программа имела государственную значимость, в марте 1958 г. её утвердил президент Д. Эйзенхауэр. С целью ускорения создания космических РН, способных



Старт РН "Атлас-Д"

доставить космический аппарат (КА) на Луну или в её окрестности, применялась широко распространённая в то время в США методика: на первые и вторые ступени РН устанавливались ЖРД от находящихся в эксплуатации ракет военного назначения "Редстоун", "Юпитер", "Атлас", "Тор", третьи и, если требовалось, четвёртые ступени оснащались имеющимися твёрдотопливными двигателями. Такие же двигатели применялись в качестве стартовых ускорителей на первых ступенях некоторых из указанных ракет.

Несмотря на такую, казалось бы безотказную методику создания космических РН, первые четыре пуска по программе "Пи-

онер", состоявшиеся в августе, октябре, ноябре и декабре 1958 г., оказались неудачными. Относительно успешным можно считать пятый пуск, проведённый 3 марта 1959 г. На этот раз КА "Пионер", в нарушение полётной программы, пролетел на значительном расстоянии от Луны и стал искусственным спутником Солнца. Всего в 1958-1960 гг. было проведено 8 пусков КА "Пионер" и ни один из них не выполнил полётного задания, причины были разные, а результат один и тот же.

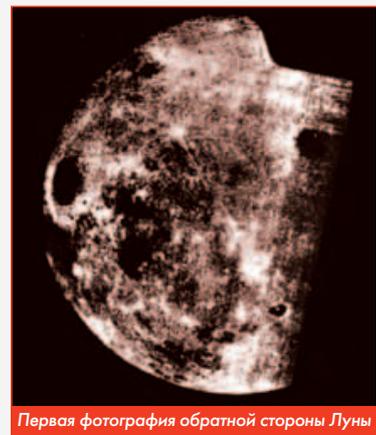
Это не могло удовлетворить руководство НАСА и оно поручило разработать новую программу исследований Луны. В качестве носителя космических объектов была использована трёхступенчатая ракета "Атлас-Эйбл" - модернизированная под космические запуски боевая ракета "Атлас" с разгонным твёрдотопливным блоком "Альтаир". Ракета могла выводить в космическое пространство полезную нагрузку массой до 180 кг. Целевая задача этой программы - получение телевизионного изображения поверхности Луны, обнаружение магнитного поля Луны, изучение космических лучей и другие исследования в космическом пространстве. Однако все 3 пуска "Атлас-Эйбл", проведённые с сентября 1959 г. по декабрь 1960 г., оказались неудачными и работы по этой программе были прекращены.

В этот же период времени в Советском Союзе велись запуски космических аппаратов также по программе исследования Луны. Космические аппараты так и назывались - "Луна". Результаты пусков были более успешными, чем у США по программе "Пионер". Так, стартовавший 2.01.59 г. КА "Луна-1" массой 360 кг пролетел вблизи Луны и вышел на орбиту вокруг Солнца. Пущенный 12.09.59 г. КА "Луна-2" доставил на поверхность Луны вымпелы, а стартовавший 4.10.59 г. КА "Луна-3" выполнил фотографирование невидимой с Земли стороны Луны и транслировал фотографии на Землю.

Сопоставление результатов пусков КА "Луна" и "Пионер" послужило, видимо, основанием для перерыва в работах по программе "Пионер" до декабря 1965 г., которые возобновились с использованием других РН и продолжались до 1973 г.



РН "Юпитер"



Первая фотография обратной стороны Луны

Параллельно с работами по исследованию Луны автоматическими космическими аппаратами, в США развёртывались научно-технические программы по запуску человека в космическое пространство. Летающий в космосе человек - это реальное воплощение тысячелетней мечты многих поколений, нашедшей отражение в мифах, сказаниях, научно-фантастических романах и кинофильмах. Все предыдущие научно-технические работы в области космической техники являются прологом для осуществления космического полёта человека. Это то, что, собственно, и обозначается термином "космонавтика". Для НАСА полёт человека являлся не только свершением выдающегося научно-технического достижения мирового значения, это была реальная возможность одержать впечатляющую и безусловную победу в космической гонке с СССР.

Аналитики НАСА понимали: если имеющуюся у "советов" двухступенчатую космическую ракету, способную выводить на околоземную орбиту КА массой в 1,5 т, оснастить третьей ступенью, то этого будет достаточно для выведения на орбиту пилотируемого космического корабля. И что это может произойти в ближайшие 3-4 года. Аналитики НАСА не ошиблись. В СССР после успешного запуска 15 мая 1958 г. третьего ИСЗ массой почти 1,4 т приступили к расчётно-проектным работам по обеспечению выведения человека в космическое пространство. Уже в ноябре 1958 г. Совет главных конструкторов принял решение о начале проведения опытно-конструкторских работ по созданию пилотируемого космического корабля и ракеты-носителя, получившей наименование "Восток". Двигатель третьей ступени этой РН был разработан в рекордно короткие сроки при кооперации ОКБ-1 и ОКБ главного конструктора С.А. Косберга.

РН "Восток" могла выводить на околоземную космическую орбиту объект массой 4,5...4,7 т. После утверждения эскизного проекта РН "Восток" последовал выпуск ряда правительственных постановлений, утверждающих предлагаемую последовательность работ в обеспечение успешного пилотируемого полёта. В рамках подготовки этого полёта в октябре-ноябре 1959 г. состоялся отбор лётчиков истребительной авиации в состав первого отряда космонавтов.

Лётная отработка РН "Восток" началась 15 мая 1960 г. пусками экспериментального корабля-спутника КС1К. Затем последовало ещё 6 экспериментальных пусков с собаками на борту, два последних - с катапультированием "Ивана Ивановича" - манекена космонавта. Из этих семи пусков два было аварийных - второй и пятый.

О начале проведения работ по программе запуска человека в космос советская и мировая общественность информировалась сообщением в газете "Правда". Так, 16 мая 1960 г., на следующий день после первого экспериментального запуска РН "Восток" с кораблём-спутником появилось сообщение: *"В течение последних лет в Советском Союзе проводятся научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по подготовке полёта человека в космическое пространство. 15 мая 1960 г. осуществлён запуск космического корабля на орбиту Земли. Вес корабля-спутника без последней ступени ракеты-носителя составляет 4 т 540 кг..."*

Такая же информация сообщалась ТАСС после запусков 2, 3, 4 и 5 кораблей-спутников. После успешного проведения шестого (9.03.61 г.) и седьмого (25.03.61 г.) пусков, третьего апреля 1961 г. состоялось заседание Президиума ЦК КПСС, на котором было принято Постановление "О запуске космического корабля-спутника с космонавтом на борту", 8-го апреля на заседании Госкомиссии Ю.А. Гагарин был утверждён первым космонавтом, его дублёром - Г.С. Титов и дублёром дублёра Г.Г. Нелюбов.

12 апреля 1961 г. Ю.А. Гагарин совершил свой исторический виток вокруг Земли.

В это же время в США также велись интенсивные работы по осуществлению запуска в космическое пространство своего астронавта. Для реализации этой задачи НАСА в декабре 1958 г. разработало программу создания одноместного пилотируемого космического корабля (КК) "Меркурий". В качестве РН использовались модифицированные под космические запуски боевые ракеты "Редстоун" (для суборбитальных полётов) и ракеты "Атлас" (для орбитальных полётов). Масса КК "Меркурий" составляла 1355 кг.

В апреле 1959 г. американская пресса опубликовала план осуществления программы "Меркурий": в течение июня-сентября 1959 г. проводятся экспериментальные пуски кораблей "Меркурий" с обезьянами и другими животными, а с 9 октября начинаются пуски кораблей, пилотируемых человеком. Всего планировалось провести 7 суборбитальных полётов, 2-3 из них - в пилотируемом варианте. Для участия в пилотируемой части программы "Меркурий" в апреле 1959 г. был сформирован отряд астронавтов из 7 лётчиков-испытателей. Однако выполнить столь оптимистические планы не удалось, лётные испытания по программе "Меркурий" начались только летом 1960 г. Первые запуски кораблей МА-1 ("Меркурий"- "Атлас") 29.06.60 г. и МР-1 ("Меркурий"- "Редстоун") 21.11.60 г. в беспилотном варианте оказались неудачными. Потребовалась существенная доработка космического корабля. А в Советском Союзе в период с мая по декабрь 1960 г. состоялось 5 пусков кораблей-спутников, о чём ТАСС широко информировал мировую общественность. И опять руководству НАСА и президенту США пришлось успокаивать общественное мнение. В новогоднем интервью корреспонденту агентства "Ассошиэйтед Пресс" Вернер фон Браун заявил: *"В новом 1961 г. на орбиту вокруг Земли возможно будет запущена ракета с американцем на борту, а американская ракета без человека достигнет Луны"*. В начале января 1961 г. уходящий в отставку президент Д. Эйзенхауэр пообещал Конгрессу, что первый орбитальный полёт астронавта состоится не позднее 25 апреля 1961 г.

После устранения технических неполадок работы по программе "Меркурий" продолжились, следующие два запуска кораблей (31.01.61 г. с обезьяной на борту и 21.02.61 г.) были успешными. Последующий за ними запуск 25.04.61 г. оказался аварийным. Но даже успешное бы проведение этого пуска не меняло общей ситуации в борьбе за приоритет в запуске человека в космическое пространство, т.к. 12 апреля 1961 г. советский космонавт Ю.А. Гагарин совершил полёт по космической орбите и приземлился на территории СССР. Весь мир восторгался новым успехом советской науки и техники, руководители многих государств прислали свои поздравления. Не остался



"Меркурий"- "Атлас"



"Меркурий"- "Редстоун"

в стороне и новый президент США Джон Кеннеди: *"Народ Соединённых Штатов разделяет удовлетворение народа Советского Союза в связи с благополучным полётом астронавта, представляющим собой первое проникновение человека в космос"*.

Получив очередной болезненный укол по честолюбию, американцы форсировали работы по программе "Меркурий". Несмотря на аварийный пуск 25.04.61 г., следующий суборбитальный полёт был совершён 05.05.61 г. в пилотируемом варианте с участием астронавта А. Шепарда. Высота и дальность полёта по баллистической кривой составили 187 и 486 км, продолжительность полёта от стартового сооружения до приводнения в океане - 15 мин. 22 с. С этим полётом связана некая историческая коллизия. По правилам, принятым в американской космонавтике, космос начинается с высоты, превышающей 80 км. Это послужило основанием засчитать полёт А. Шепарда в качестве космического, а самого пилота, несмотря на кратковременность пребывания в космическом пространстве - астронавтом. Более того, Шепард в американской истории космонавтики официально считается вторым в мире человеком, побывавшим после Ю.А. Гагарина в космосе. Напомню, что в нашей истории вторым космонавтом считается Г.С. Титов, который 6-7 августа 1961 г. в течение более 25 часов находился на космической орбите. Поскольку общепринятых критериев для определения звания космонавта или астронавта не существует, каждая сторона имеет право на свою точку зрения.

Полёт А. Шепарда вызывает у меня ещё один вопрос: что заставило руководителей НАСА и, наверное же, нового президента США Дж. Кеннеди пойти на риск при запуске корабля "Меркурий" с человеком спустя всего 10 дней после предшествующего аварийного пуска? Спешить-то уже не было необходимости, приоритет вывода американского астронавта в космическое пространство был уже утрачен, а возможная гибель астронавта нанесла бы ещё больший урон научно-техническому и политическому престижу США. И тем не менее такое решение было принято. Конечно, победителей не судят. От собственной оценки такого решения воздержусь, т.к., не располагая информацией о причинах аварии и принятых мерах по их устранению, делать выводы не корректно. Напомню только, что в советской космонавтике в те годы "зачётный" пуск разрешалось осуществлять только после проведения не менее двух подряд успешных пусков. Так было с запуском первого ИСЗ, так же и с полётом Ю.А. Гагарина.

Вернёмся к истории выполнения программы "Меркурий". Следующий суборбитальный полёт совершил 21.07.61 г. В. Гриссом по такой же, как у А. Шепарда баллистической траектории. Этими полётами программа суборбитальных полётов была завершена, начались орбитальные полёты.

Первые два полёта корабля "Меркурий" по околоземной орбите проводились в беспилотном варианте (второй - с обезьяной), последующие четыре полёта (с 10-го по 13-й) проводились с астронавтами. И первым американским астронавтом, совершившим 20.02.62 г. полёт вокруг Земли стал Дж. Гленн. За ним последовали полёты М. Карпентера, У. Ширра, Г. Купера. На этом программа "Меркурий" была завершена. В американской истории космонавтики это была очередная страница прогресса, но достичь главной цели - опередить СССР - не удалось.

Предвыборные обещания совершить рывок в соревновании с СССР по освоению космического пространства заставили Дж. Кеннеди критически оценить начатую до него программу "Меркурий", которая уступала по своим техническим характеристикам советской программе "Восток". И Кеннеди не стал дожидаться завершения программы "Меркурий". Он принял решение играть на опережение конкурента. А для этого нужно было разобраться с возможностями американской космической техники и имеющимися и планируемыми космическими программами. В связи с этим, не останавливая работ по программе "Меркурий", по горячим следам очередного успеха конкурента президент Дж. Кеннеди 20 апреля 1961 г. дал поручение вице-президенту Л. Джонсону: *"Я хочу, чтобы Вы как председатель Совета по космосу возглавили проведение всестороннего анализа наших позиций в исследовании и использо-*

вании космоса". Поручение сопровождалось рядом вопросов, на которые требовалось дать ответы:

- имеется ли у США космическая программа, способная обеспечить впечатляющие результаты в ближайшем будущем;
- интенсивно ли ведутся работы по космическим программам, обеспечивающих опережение аналогичных работ в СССР;
- смогут ли США обогнать СССР в осуществлении пилотируемого полёта на Луну;
- какому типу двигателей следует отдать предпочтение в перспективных разработках;
- какие потребуются расходы для реализации программы, позволяющей опередить космические достижения СССР.

Из всех авторитетных американских специалистов в области космонавтики Л. Джонсон выбрал В. фон Брауна и поручил ему подготовить доклад о состоянии дел и перспективах американской космонавтики, включив в него ответы на вопросы президента.

В докладе фон Браун сопоставил возможности советской и американской космической техники. Проведя анализ энергетических характеристик ракеты, доставившей на орбиту Гагарина, фон Браун так оценил её потенциальные возможности: ракета способна выводить на околоземную орбиту полезную нагрузку массой не более 6 т, что позволяет в ближайшем будущем обеспечить орбитальный полёт экипажу в 2-3 человека; совершить мягкую посадку на поверхность Луны беспилотному космическому аппарату; выполнить облёт Луны беспилотным космическим аппаратом с последующим возвращением и посадкой его на Землю. Но для полёта человека на Луну, высадки на её поверхность и возвращения на Землю требуется более мощная ракета.

Анализируя возможности имеющейся у США ракетно-космической техники, фон Браун отметил, что в настоящее время в распоряжении США не имеется научно-технических программ и космических средств выведения, способных перехватить лидерство у СССР и добиться впечатляющего мирового общественности успеха. В то же время он отметил, что у США есть отличные шансы одержать победу над СССР, совершив первыми высадку американских астронавтов на Луну. Для этого нужно разработать специальную целевую программу и ударными темпами её выполнить. В таком случае задача полёта на Луну может быть осуществлена в 1967-68 г.

Доклад был представлен президенту Дж. Кеннеди и использован при подготовке послания президента Конгрессу США о проводимых мероприятиях в области авиации и космонавтики в 1961 г. Это послание называлось "О неотложных национальных потребностях". Обращаясь 25 мая 1961 г. к Конгрессу, и, опосредованно, к американскому народу, президент провозгласил: *"...драматические достижения в космосе в последние недели должны создать у всех нас ясное представление, как это было после спутника в 1957 г., что эта деятельность оказывает воздействие повсюду на планете на умы людей, задумывающихся над тем, какую дорогу им следует выбрать.[...] Сейчас время сделать большой шаг, время для более великой новой Америки, время для американской науки занять ведущую роль в космических достижениях, которые могут дать ключ к нашему будущему на Земле... Я считаю, что наша страна должна поставить перед собою цель до окончания текущего десятилетия высадить человека на Луне и благополучно вернуть его на Землю. Ни один космический проект в этот период не будет более впечатляющим для человечества или более важным в плане долгосрочного освоения космоса и ни один из них не будет столь дорогостоящим и сложным для реализации"*.

Следует обратить внимание, что президент провозгласил не расширение возможностей космических исследований при полётах на Луну, он однозначно рассматривал посещение Луны американскими астронавтами как осуществление государственной политической стратегии путём демонстрации превосходства США в космонавтике, самом престижном научно-техническом направлении того времени. Это был политический заказ, адресуемый американской науке и промышленности, и одновременно призыв к американскому народу поддержать Лунную программу: *"Каждый американец должен внести свой вклад в успешное осуществление этого полёта"*.



Президент США Дж. Кеннеди и Вернер фон Браун. Май 1963 г.

Этот лозунг ложился в хорошо подготовленную почву. Позиция Дж. Кеннеди поднять международный престиж США посещением американскими астронавтами Луны получила горячую поддержку у всех слоёв населения. Следует отметить, что в США с детских лет воспитывается чувство гордости за свою страну, а представители научной среды, в первую очередь астрофизики, астрономы, геологи надеялись получить новые для науки эксклюзивные сведения. Большой профессиональный интерес к полётам на Луну проявили и военные. Так, по мнению представителя Пентагона "захват "лунных территорий" должен стать основной целью внешней политики США, поскольку "лунная крепость" может решить исход соперничества на Земле". А генерал из Управления специальных вооружений, выступая на слушаниях в Конгрессе, заявил: "Мне ненавистна сама мысль о том, что русские первыми высадятся на Луне. Государство, которое окажется там первым, вероятно, получит в своё распоряжение решающие преимущества над любым потенциальным противником".

Поставленная президентом целевая задача получила поддержку Конгресса, который принял решение о выделении необходимого финансирования, и вскоре стала общенациональной идеей. О значимости для США Лунной программы свидетельствует её продолжение и после трагической гибели в ноябре 1963 г. президента Дж. Кеннеди, инициатора этих работ. Часто бывает так, что со сменой в стране лидера меняется и главное направление в государственной политике. На этот раз в США этого не произошло, во всяком случае, с работами по Лунной программе. Новый президент Л. Джонсон, будучи до этого сенатором, а затем вице-президентом, принимал активное участие в развитии космонавтики в США. В ранге президента в очередном послании Конгрессу он "отчитался" о достигнутых результатах в 1963 году и подчеркнул: "Достижение успехов в освоении космоса весьма важно для нашей науки, если мы хотим сохранить первенство в развитии техники. Однако для осуществления этой задачи потребуется затратить значительные материальные ресурсы". И Конгресс продолжил выделение запрашиваемого финансирования для проведения работ по Лунной программе.

Концентрация проектного и исследовательского ракетно-космического потенциала в составе НАСА, централизованное планирование и координация работ по космическим программам стали основанием для определения НАСА в качестве основного исполнителя работ по Лунной программе. Кроме работающих в составе НАСА многочисленных специализированных предприятий, НАСА широко использовало право привлечения к работам по своим программам частных аэрокосмических компаний. В общей сложности за годы работы по Лунной программе в ней участвовало более 500 тыс. человек и тысячи предприятий. Для реализации Лунной программы было ассигновано 25 млрд долларов США.

(Небольшая ремарка. Беспрецедентная по своей величине сумма, когда-либо выделяемая на реализацию научно-технического проекта - это плата за амбиции и стоицизм политического престижа США, цена претензии на научно-техническое и, опосредованно,

политическое лидерство США в мире. Расхожее на бытовом уровне выражение "любой ценой" в данном случае полностью отражало позицию политического руководства США и поддержавшего его Конгресса).

Проводимые по Лунной программе работы приобрели общегосударственный масштаб и по мобилизации научных, промышленных и финансовых средств превысили "Манхэттенский проект" - создание атомной бомбы, на который было затрачено около 6 млрд долларов. В отличие от работ по этому проекту, Лунная программа не имела грифа "секретно", что существенно упрощало и ускоряло ведение работ, т.к. все участники могли свободно обмениваться технической информацией как по вертикали, так и по горизонтали. Кроме того, открытость работ позволяла осуществлять эффективный общественный контроль за их ведением, включая средства массовой информации.

Цель и сроки реализации программы были поставлены президентом США, финансовые средства выделил Конгресс, НАСА предстояло выполнить техническую работу. В первую очередь требовалось выбрать схему пилотируемого полёта, определиться с размерностью ракеты-носителя, а также массой и конструкцией лунного космического комплекса.

Схема полёта выбиралась из трёх предложенных вариантов.

Сотрудники Центра пилотируемых аппаратов в Хьюстоне предложили осуществить "прямой выстрел по Луне" - разработать сверхмощную ракету, способную вывести на околоземную орбиту полезный груз массой более 180 т, затем доставить на поверхность Луны лунный комплекс массой около 45 т, возвращаемый аппарат которого доставит экипаж астронавтов на Землю. По оптимистическим экспертным оценкам такая ракета должна иметь стартовую массу более 5000 т, а длительность её разработки составила бы более 10 лет, что нарушало назначенный президентом срок полёта на Луну. Предложение было отклонено.

Центр космических полётов им. Маршалла в Хантсвилле предложил схему также прямой посадки лунного комплекса на Луну и последующего старта прямо к Земле. Но в отличие от предложенных специалистов Хьюстона лунный комплекс выводился на околоземную орбиту по частям, двумя ракетами. Это существенно уменьшало размерность ракет и сокращало сроки их разработки. Хотя использование этого варианта в отличие от предыдущего требовало проведения стыковки частей лунного комплекса на околоземной орбите, а опыта подобных работ ещё не было, он был более реальным.

Третья из предложенных схем полёта позволяла минимизировать массу лунного комплекса, поднимаемого ракетой с поверхности Земли. По этой схеме лунный комплекс, состоящий из посадочного и возвращающегося модулей, выводится на окололунную орбиту, 2 астронавта высаживаются на поверхность Луны, третий ожидает их возвращения с Луны на орбите. После выполнения "командировочного задания" астронавты стартуют с Луны, стыкуются на орбите с возвращающимся модулем и втроём направляются к Земле. Идею такой "улиточной трассы" инженер Научно-исследовательского центра им. Лэнгли Дж. Хуболт "подсмотрел" в книге Ю.В. Кондратюка "Завоевание межпланетных пространств", изданной в Новосибирске в 1929 г.



Ю.В. Кондратюк

Авторитетные работники НАСА с недоверием отнеслись к предложению Хуболта, но он упорно отстаивал свой вариант и настоял на проведении поверочных расчётов массы лунного комплекса, выводимого с Земли по второму и третьему вариантам. В результате было выяснено, что при использовании "улиточной трассы" лунный комплекс может быть выведен одной мощной ракетой. В июне 1962 г. вариант Дж. Хуболта был выбран руководством НАСА в качестве основного как наиболее безопасный, экономически выгод-

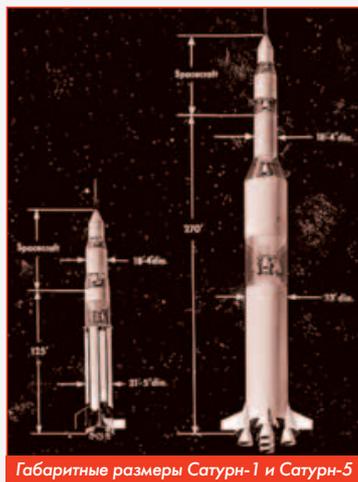
ный и обеспечивающий достижения Луны в назначенный президентом срок до 1970 г. Об этом событии в журнале "Лайф" была опубликована статья Д. Шеридана "Как идея, которую никто не хотел признавать, превратилась в лунный модуль".

Разработка проекта ракеты-носителя, её конструкции, выпуск планов наземной и лётной отработки велись под руководством созданного в июле 1961 г. Комитета по ракете-носителю, состоящего из руководителей НАСА, представителей министерства обороны, ВВС и ряда ведущих аэрокосмических компаний. После острых дискуссий и всесторонних обсуждений ряда предложений, Комитет в декабре 1961 г. принял решение разрабатывать РН в трёхступенчатом варианте, взяв в качестве базового прототипа имеющиеся проектно-конструкторские проработки двухступенчатой ракеты "Сатурн-1" и трёхступенчатой ракеты "Сатурн-2". Эти ракеты с 1960 г. разрабатывались под руководством фон Брауна и представляли дальнейшее продолжение ряда ракет "Редстоун", "Юпитер", "Юнона". Естественно, возглавить разработку новой ракеты Комитет поручил фон Брауну.

В сентябре 1962 г. президент Дж. Кеннеди, вице-президент Л. Джонсон, министр обороны Р. Макнамара, ряд ведущих учёных, научные советники президента, руководители НАСА посетили Центр космических полётов им. Дж. Маршалла и ознакомились с ходом работ по Лунной программе. Из сделанного фон Брауном доклада следовало, что имеющиеся предложения по схеме полёта и облику РН требуют дополнительного расчётно-экспериментального подтверждения и для принятия окончательного решения не готовы.

Положительное решение было принято в 1963 г. после получения первых результатов огневых испытаний двигателей и лётных испытаний экспериментальной ракеты "Сатурн-1". Эти работы подтвердили результаты расчётных материалов, в том числе и по возможности выведения в космическое пространство объектов требуемой массы. Так получили "путёвку в жизнь" схема полёта на Луну, разработанная в своё время Ю.В. Кондратьевым и предложенная для реализации Дж. Хуболтом и компоновка трёхступенчатой лунной ракеты "Сатурн-5", названной так в продолжение "линейки" ракет, используемых по лунной программе.

В конечном итоге ракета "Сатурн-5" имела следующие основные характеристики: полная длина ракеты - 110,6 м, стартовая масса - 2950 т, на первой ступени установлено пять кислородно-керосиновых двигателей F-1, каждый из которых имеет тягу 690 тс, давление в камере - около 80 атм, удельный импульс тяги (на Земле) - 260 с, массу - 8,4 т, высоту - 5,6 м, диаметр сопла - 3,8 м. На второй ступени установлено пять кислородно-водородных двигателей J-2, каждый тягой 104 тс, давление в камере - около 55 атм, удельный импульс тяги (в пустоте) - 417 с, масса двигателя - 1,6 т, высота - 3,35 м, диаметр сопла - 2,05 м. На третьей ступени установлен один двигатель J-2. Управление вектором тяги на первой и второй ступенях осуществляется качанием периферийных двигателей, установленных в карданном подвесе. Двигатель третьей ступени в процессе работы включается дважды: первый раз для выведения лунного комплекса на околоземную орбиту, второй раз - для разгона до второй космической скорости и движения по лунной трассе. Все двигатели разработаны американской фирмой "Рокетдайн" в 1959-1966 гг.



Габаритные размеры Сатурн-1 и Сатурн-5

Космический корабль "Аполлон", состоящий из двух отсеков, имел полётную массу (вместе с запасом топлива) около 35 т.

Изложив основные характеристики РН "Сатурн-5", сконцентрируем внимание на методике и результатах наземной отработки двигателей и лётных испытаниях экспериментальных (вспомогательных)

ракет "Сатурн-1" и "Сатурн-1Б", предшествующих штатным полётам на Луну. Особенностью предполётной отработки ракетных систем "Сатурн-5" стала беспрецедентная тщательность обеспечения требуемой высокой надёжности ракетного комплекса. Один из руководителей Управления пилотируемых полётов НАСА Джордж Эдвин Миллер, отвечающий за надёжность ракетного комплекса, сделал ставку на наземную стендовую отработку всех ракетных систем и в первую очередь ЖРД. Он наглядно и убедительно показал, что только чёткое разделение отработки на наземные и лётные этапы позволит уложиться в сроки полёта на Луну, провозглашённые президентом и принятые Конгрессом. А для этого нужно построить стендовые сооружения, необходимые для проведения огневых испытаний как отдельных двигателей F-1 и J-2, так и целиком первых и вторых ступеней ракеты, а также использовать вспомогательные ракеты "Сатурн-1" и "Сатурн-1Б", позволяющие провести ту часть отработки, которую невозможно осуществить в наземных условиях. После длительных дебатов с отстаивающими традиционный метод последовательной отработки ракетных ступеней в процессе лётных испытаний и благодаря непоколебимому упорству Дж. Миллера его программа предполётной отработки была принята и работа началась. Для проведения этих работ в начале 60-х годов в Центре космических полётов им. Маршалла была создана уникальная стендовая база. В неё входили огневой стенд для испытания двигателей F-1 и несколько стендов для работ с водородными ЖРД, в том числе для огневых испытаний двигателей J-2, стенды для предполётных огневых испытаний первой, второй и третьей ступеней РН "Сатурн-5", а также стенды для статических и динамических испытаний РН в подвешенном состоянии. На мысе Канавэрал был создан Центр стартовых операций НАСА для окончательной сборки РН "Сатурн-5", их предпусковых испытаний и транспортирования на пусковой стол.

К середине 1966 г. программа стендовых доводочных испытаний двигателей F-1 и J-2 была завершена. Суммарная наработка двигателей F-1 составила более 18 000 с, на завершающей стадии испытаний двигатель подвергся 20-кратному включению без съёма со стенда, при этом его наработка составила 2 250 с (штатная продолжительность работы двигателя в составе ракеты составляла 150 с). В



Стенд для испытаний двигателя F-1

этот же период времени проводилась стендовая отработка двигателя J-2, суммарная наработка составила более 128 000 с, максимальная продолжительность работы одного экземпляра двигателя составила около 20 000 с при 103-х включениях без съёма со стенда (номинальное время работы в составе ракеты - 390 с).

Получив столь убедительную статистику работоспособности двигателей, тем не менее конструкторы с целью обеспечения надёжной работы двигателей при их штатной эксплуатации, предусмотрели трёхступенчатый контроль пригодности двигателей к полёту: два контрольных огневых испытания каждого экземпляра двигателя до установки в ступень ракеты, третье огневое испытание - в составе ступени.

Очевидно, что такая методика поставки двигателей для РН "Сатурн-5" весьма трудоёмка и финансово высокоч затратна, но её применение окупилось безаварийной работой двигателей в течение выполнения всей Лунной программы "Сатурн-Аполлон". Авария только одной ракеты принесла бы ощутимые финансовые потери, не говоря о загубленных жизнях трёх астронавтов и нанесении значительного урона имиджу государства. В то же время необходимо отметить, что, судя по многочисленным авариям двигателей, используемых по программам "Авангард", "Эксплорер", "Пионер", "Рейнджер" и ряда других, такая методика поставки двигателей применялась только при комплектации "Сатурн-5".

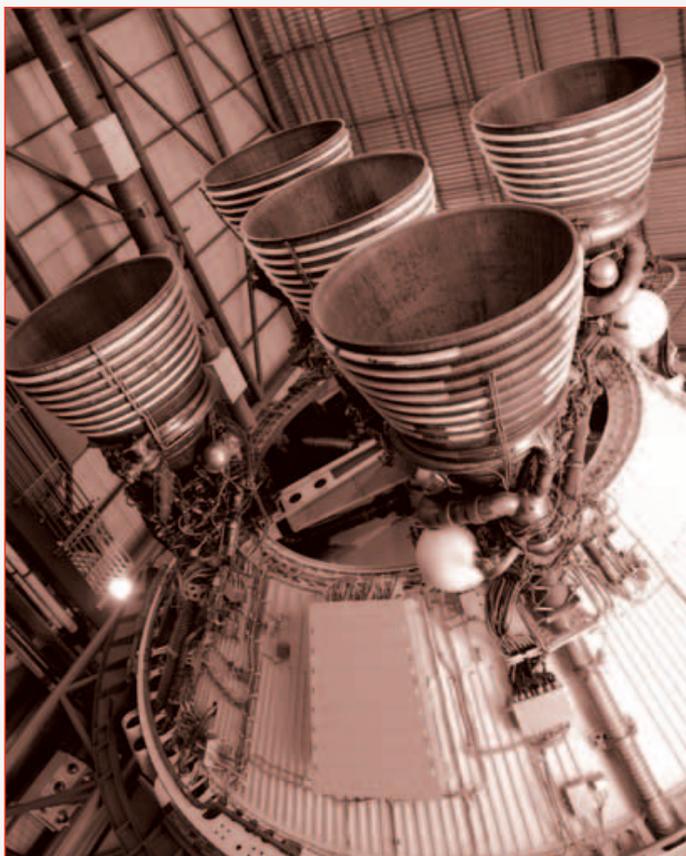
При изложении результатов стендовой отработанности двигателей F-1 для первой ступени "Сатурн-5" невольно вспоминается история разработки двигателей НК-15 для первой ступени Н-1. Следует, видимо, напомнить, что РН Н1, используемые для проведения первых 4-х лётных испытаний, комплектовались двигателями НК-15, не проходившими перед их установкой в ступень ракеты ни одного огневого испытания. Это было "ноу-хау" В.П. Мишина - Н.Д. Кузнецова, присущее только работам с ЖРД в рамках проекта Н1. Все остальные ЖРД, разрабатываемые в ту пору в двигательных ОКБ В.П. Глушко, А.М. Исаева, С.А. Косберга, перед отправкой для установки в ракеты проходили огневые контрольно-технологические испытания (КТИ) сокращённой продолжительности по сравнению с ресурсом штатной работы. Один двигатель от поставляемой в товар партии, прошедший КТИ, подвергся контрольно-выборочному ис-

пытанию (КВИ) продолжительностью в 1,5...1,8 ресурса. После проведения КВИ двигатель разбирался, его детали внимательно осматривались для выявления дефектов, параметры испытания сверялись с требованиями конструкторской документации и при положительных результатах "защищённая" КВИ партия двигателей допускалась для сборки в ступень ракеты.

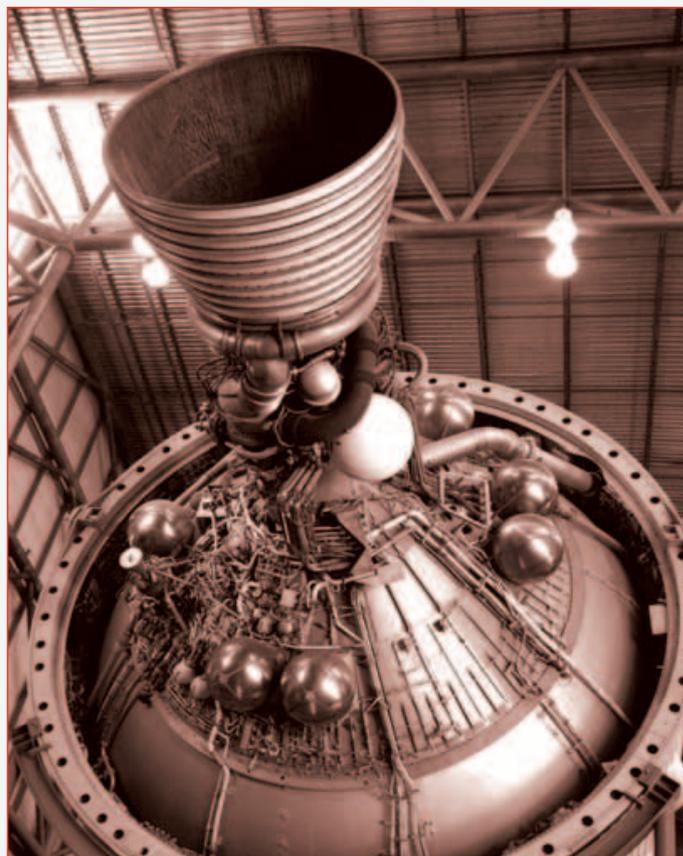
О такой методике поставки ЖРД мог не знать Н.Д. Кузнецов, что весьма сомнительно, но спишем это на отсутствие у него опыта в разработке ЖРД. Но безусловно знал, не мог не знать В.П. Мишин. Хотя бы по опыту участия в работах Госкомиссий по запуску космических объектов ракетой Р-7, где в обязательном порядке заслушивались результаты и, особенно, замечания представителей заказчика к работе двигателей при КТИ. Нельзя оставить в стороне и позицию умалчивания многочисленных советников и консультантов из смежных ОКБ и НИИ.

Космическая гонка, стремление обогнать СССР диктовали американским ракетчикам мобилизующие сроки выполнения работ, которые в то же время сопровождались жёсткими требованиями по обеспечению надёжности космической техники и безопасности полёта экипажа астронавтов. Эти требования вытекали из высокой стоимости конечного продукта - космического комплекса "Сатурн-Аполлон", а также из необходимости сохранения жизни экипажа и, может быть даже в большей степени, определялись политическим престижем США, их международным авторитетом.

Сделав наземную отработку главным направлением в обеспечении надёжности РН "Сатурн-5", руководство НАСА уделяло достаточно много внимания и отработке тех ракетных систем, в первую очередь лунному космическому кораблю (КК) "Аполлон", работоспособность и надёжность которых могут быть проверены только при лётных испытаниях (ЛИ). Следует отметить, что программа лётной отработки комплекса "Сатурн-Аполлон" была хорошо продумана и методически подготовлена. До начала ЛИ комплекса "Сатурн-Аполлон" в его штатном исполнении была проведена предварительная отработка работоспособности различных ракетных систем при запусках специально созданных вспомогательных двухступенчатых РН "Сатурн-1" и "Сатурн-1Б", способных выводить на орбиту ИСЗ массы полезных грузов 10,2 т и 18 т соответственно.



Двигатели J-2 второй ступени РН "Сатурн-5"



Двигатель J-2 третьей ступени



Старт "Сатурн-1" с макетом КК "Аполлон". 1965 г.

РН "Сатурн-1" использовалась для выведения на орбиту ИСЗ конструкторских и массо-габаритных макетов лунного корабля, таких пусков было пять: с января 1964 г. по июль 1965 г.

Программа ЛИ с использованием РН "Сатурн-1Б" предусматривала отработку пилотируемого модуля лунного КК, сближение и стыковку на орбите, разгон до второй космической скорости с последующим торможением в земной атмосфере и приводнением в океане, а также проверку работоспособности конструкции лунного КК в процессе его полёта на орбите ИСЗ. Успешное проведение лётных испытаний КК "Аполлон" № 1, № 2 и № 3 в феврале, июле и августе 1966 г. в беспилотном варианте позволило перейти к следующему этапу - запуску на орбиту ИСЗ КК "Аполлон" с экипажем. Этому способствовало успешное завершение программы полётов астронавтов на двухместных космических кораблях "Джемини", выводимых на орбиту РН "Титан-2". Эти полёты осуществлялись параллельно с отработкой КК "Аполлон" и являлись этапом подготовки экипажей к пилотируемым полётам по Лунной программе. За период с марта 1965 г. по ноябрь 1966 г. состоялось 9 полётов КК "Джемини", из них 8 пилотируемых. 16 астронавтов, получивших опыт полёта в космическом пространстве, стали главными кандидатами при комплектовании "лунных" экипажей. Среди них был и Нил Армстронг, первым ступивший на поверхность Луны. В состав первого экипажа для полёта на околоземную орбиту на КК "Аполлон" были определены В. Гриссом, Э. Уайт и Р. Чаффи. Пуск планировался на февраль 1967 г. Однако 27 января 1967 г. в процессе наземной тренировки экипажа к полёту в кабине КК "Аполлон" возник пожар и экипаж погиб. Причиной трагедии стало возгорание пластмассовых деталей от электроискры в кислородной среде - в штатном исполнении кабина заполняется кислородом при давлении 0,35 атм. Пересмотр концепции безопасности, устранение технических причин аварии и доработка КК "Аполлон" для исключения гибели астронавтов при пилотируемых запусках заняла более полутора лет. Эта внезапно возникшая пауза была использована для подготовки к лётным испытаниям РН "Сатурн-5" с КК "Аполлон" в беспилотном варианте. Первый пуск штатного носителя по Лунной программе состоялся 9 ноября 1967 г. и прошёл успешно, в космос была выведена полезная нагрузка рекордной массы - 125 т.

Следующий пуск РН "Сатурн-5" тоже в беспилотном варианте с лунным кораблём "Аполлон-6" был проведён 4 апреля 1968 г. На этом пуске к работе двигателей второй ступени имелись серьёзные замечания - 2 из пяти двигателей J-2 не включились в работу, остальным трём "пришлось" работать сверхнормативное время, чтобы "вытащить" ракету к точке включения третьей ступени. К работе двигателя третьей ступени, а это модифицированный всё тот же двигатель J-2, так же имелись претензии. Программа полёта полностью не была выполнена. Однако информации о каких-либо работах с двигателями после этого пуска в американской литературе не приводится, что при американской открытости о проведении работ по комплексу "Сатурн-Аполлон" указывает на их отсутствие.

Как уже отмечалось, информационные материалы о работах по Лунной программе широко публиковались в СМИ США. Основные результаты этих работ излагались и в советской прессе, главным образом в так называемом "Белом ТАСС", к которому имели доступ ответственные работники министерств, руководители крупных предприятий и организаций, генералитет Советской Армии. Мне представляется интересным ознакомиться с оценками работ по Лунной программе США, сделанными в режиме "on line" генералом Н.П. Каманиным, участником работ по советской Лунной программе. Его дневниковые записи изданы в 4-х книгах под общим названием "Скрытый космос". По поводу апрельского пуска КК "Аполлон-6"

в записи 10 апреля 1968 г. он отметил: "Получены подробные материалы о втором полёте ракеты "Сатурн-5" с космическим кораблём "Аполлон-6" без экипажа. По заявлению НАСА этот полёт нельзя считать успешным, поскольку не были выполнены его основные задачи. [...] По-видимому американцам придётся выполнить ещё один пуск без астронавтов на борту. Проведение ещё одного беспилотного пуска заставит их отложить первый пилотируемый полёт "Аполлона" с мая на октябрь 1968 г. и поставит под угрозу осуществление первой высадки американских астронавтов на Луну в конце 1969 г.". Что ж, Каманин изложил принятую у нас методику: после аварии и последующего устранения её причин работоспособность подтверждается лётным испытанием. Осторожность, исключая необоснованный риск. Однако руководство НАСА пошло по другому пути и в конце апреля приняло согласованное с сенатской комиссией по авиации и космическим исследованиям решение продолжить намеченную Лунную программу и провести следующий полёт КК "Аполлон-7" в пилотируемом варианте. Единственная корректировка программы заключалась в переносе пуска с мая на октябрь 1968 г. Срок проведения пилотируемого пуска Каманин предсказал правильно, а вот в части восполнения неудавшегося беспилотного полёта и невыполнения высадки на Луну в конце (!) 1969 г. руководство НАСА его "подвело". За неполные 3 недели, прошедшие от неудачного пуска до принятия решения о продолжении программы, практически невозможно выявить причины неисправностей и разработать убедительные меры для их устранения. Принимаемые в таких условиях решения принято называть волевыми и они принимаются в экстремальной обстановке. В данном случае побудительной причиной принятия волевого решения могла стать спешка, стремление не потерять темпа и времени в гонке с конкурентом. При выполнении Лунной программы американцы для обеспечения главного конечного результата - приоритета в высадке на Луну - постоянно шли на риск и практически это себя оправдывало. А основой успеха являлась высокая надёжность всех ракетных систем комплекса "Сатурн-Аполлон", отработанная при наземных и лётных испытаниях и поддерживаемая в процессе изготовления и подготовки ракеты к полёту. Но всё это стало известно после блестяще завершённой Лунной программы США.

А как оценивали планы американцев наши специалисты в реальном масштабе времени? Обратимся опять к дневниковым записям Каманина 19 сентября 1968 г.: "На октябрь 1968 г. американцами запланирован орбитальный полёт "Аполлона-7" с тремя астронавтами... В январе - марте 1969 г. планируется облёт Луны кораблём "Аполлон-8" с экипажем. В мае - июне 1969 г. предполагается осуществить высадку астронавтов на Луну.

Орбитальные полёты вокруг Земли и даже облёт Луны вполне возможны в намеченные американцами сроки, хотя с последним они явно торопятся: нельзя посылать экипаж в облёт Луны без осуществления хотя бы двух-трёх технологических облётов. Не верю и в реальность экспедиции американцев на Луну в 1969 г."

В это же время, в период с 15 по 21 сентября 1968 г., состоялся облёт Луны советским беспилотным КА "Зонд-5". Хотя в процессе этого полёта на участке траектории возвращения на Землю произошёл сбой в работе системы астроориентации и аппарат в неуправляемом полёте вместо приземления на территории СССР приводнился в Индийском океане, ТАСС 22 сентября 1968 г. сообщил об очередном выдающемся успехе советской космонавтики. Такую же оценку этому полёту дал и Каманин, сделав 23 сентября следующую запись в дневнике: "Это была наша долгожданная большая победа! Да, сбылась наша давнишняя мечта - космическая трасса "Земля-Луна-Земля" открыта, и произошло это 21 сентября 1968 г.". Не оставили без внимания сообщение о полёте КА "Зонд-5" и американцы. 23 сентября 1968 г. руководство НАСА сделало официальное заявление в прессе о проведении до конца 1968 г. облёта Луны пилотируемым КК "Аполлон-8". Удивительная уверенность в надёжности космической техники: в период после проведения 4 апреля 1968 г. всего лишь второго и при этом неудачного пуска беспилотного "Сатурн-5" до сделанного 23 сентября 1968 г. заявления о продолжении работ, американцы не провели ни одного, ни беспилотного, ни пи-

лотируемого пуска комплекса "Сатурн-Аполлон" и ни одного даже беспилотного облёта Луны с возвращением КА на Землю. И вдруг объявление о пилотируемом облёте Луны! А может быть это всё следствие ведущейся "космической гонки" и соответствующая в связи с этим реакция на наш полёт "Зонда-5"? Во всяком случае такое планирование полётов настолько противоречило сложившейся идеологии и практике проведения работ в советской космонавтике, что вызвало у Каманина весьма эмоциональную оценку (запись в дневнике 7 октября 1968 г.): *"США намерены уже в декабре осуществить облёт Луны кораблём "Аполлон-8" с тремя астронавтами на борту. Я считаю это чистой авантюрой: американцы не имеют опыта возвращения кораблей на Землю со второй космической скоростью, да и ракета "Сатурн-5" ещё недостаточно надёжна (было выполнено всего два пуска, один из которых оказался неудачным). Вероятность печального исхода очень велика, но нельзя и утверждать, что нет никаких шансов на его успешное завершение"*.

И как бы в подтверждение предположения Каманина о возможности положительного продолжения работ, 11 октября 1968 г., завершив все работы по повышению надёжности и безопасности полёта в связи с пожаром в лунном корабле, состоялся первый пилотируемый десятисуточный полёт КК "Аполлон-7", выведенного на орбиту ИСЗ РН "Сатурн-5". Полёт прошёл и завершился практически без замечаний.

Однако это не изменило мнения Каманина о методике работ по Лунной программе. Свой прогноз на результат пуска "Аполлона-8" Каманин сделал в записи за 4 декабря 1968 г.: *"Успешный полёт "Аполлона-8" принесёт США признание их ведущей космической державой всеми народами Земли. Но я думаю, что вероятность успешного осуществления этого полёта не выше 0,25 и, значит, Америка в четыре раза ближе к позору и проклятиям за поспешность и необдуманность "рывка к Луне", чем к славе и торжеству"*.

О программе следующего пилотируемого полёта "Аполлона-8" уже упоминалось. Она состояла из выведения пилотируемого лунного космического корабля на окололунную орбиту, выполнения 10 витков вокруг Луны и возвращения на Землю. Полёт продолжался с 21 по 27 декабря 1968 г. и успешно завершился приводнением в океане.

Успешный старт, полёт и возвращение на Землю пилотируемого космического корабля "Аполлон-8" получили объективную положительную оценку Каманина в его дневниковых записях за 21, 22, 23 и 27 декабря 1968 г.: *"Полёт "Аполлона-8" к Луне - событие всемирно-историческое, это праздник всего человечества. Но для нас этот праздник омрачён осознанием упущенных возможностей... Да, у американцев всё идёт очень хорошо, и уже ясно, что "Аполлон-8" наверняка облётит Луну, а я не могу справиться со своим настроением - сегодня оно у меня отвратительно... [..] Старт "Аполлона-8" прошёл отлично. Ракета "Сатурн-5", по-видимому, очень надёжный носитель... [..] Американцы успешно летят к Луне, а нам по существу нечем ответить на этот блестящий полёт... [..] Итак, свершилось: трое американских астронавтов - Ф. Борман, Дж. Ловелл и У. Андерс - первыми из людей облётели Луну и возвратились на Землю. США одержали историческую победу в космосе - этот полёт по праву займёт достойное место рядом с полётом Гагарина"*.

Следующие два успешных полёта КК "Аполлон-9" (март 1969 г.) и "Аполлон-10" (май 1969 г.) завершили этап лётной отработки программы высадки астронавтов на Луну. Целью запуска "Аполлона-9" являлось выполнение на околоземной орбите имитации работы лунного комплекса на трассе Земля - Луна - Земля, а программа полёта "Аполлон-10" предусматривала выполнение всех штатных операций на такой же трассе без фактической высадки астронавтов на поверхность Луны.

Так планомерно усложняя программу лётных испытаний, американцы вели тщательную подготовку к штатному полёту с высадкой астронавтов на Луну. С января 1964 г. по май 1969 г. в США было проведено 14 успешных лётных испытаний, при которых прошли проверку как отдельные элементы, так и весь лунный комплекс "Сатурн-Аполлон". Испытания проводились в составе вспомогательных РН "Сатурн-1" (5 полётов) и "Сатурн-1Б" (4 полёта), а также штатных

РН "Сатурн-5" (5 полётов), из них 4 полёта - пилотируемые. Лётная программа КК "Аполлон-10" являлась "генеральной репетицией" штатного полёта (без высадки на Луну). Такой объём лётных испытаний позволил проверить надёжность работы всех ракетных систем комплекса "Сатурн-Аполлон", включая наземную инфраструктуру, натренировать наземный персонал и членов отряда астронавтов. К этому следует добавить тренировочные полёты астронавтов на КК "Джемини" и изучение ландшафта Луны с целью выбора места посадки серий КА "Сервейер" (май 1966 г. - декабрь 1968 г.).

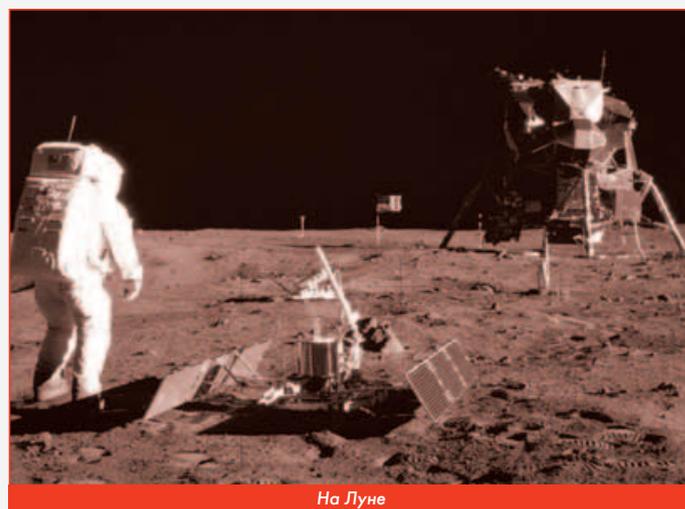
Хорошо организованная и практически выполненная программа наземной и лётной отработки обеспечила высокую работоспособность и надёжность всех систем комплекса "Сатурн-Аполлон", что в свою очередь стало фундаментом для успешного выполнения Лунной программы. Реализация Лунной программы США явилось выдающимся научно-техническим достижением мирового масштаба. Впервые люди вылетели за пределы околоземного космического пространства, побывали на поверхности Луны и успешно возвратились на Землю. С июля 1969 г. по декабрь 1972 г. состоялось шесть успешных экспедиций на Луну, 12 астронавтов выполнили научно-исследовательскую программу на поверхности Луны, в то время как шесть астронавтов ожидали их на окололунной орбите.

Первый полёт с высадкой на Луну в космическом корабле "Аполлон-11" совершил экипаж в составе астронавтов Нила Армстронга, Эдвина Олдрина и Майкла Коллинза. Первым на Луну ступил Нил Армстронг, который перед этим произнёс фразу, ставшей исторической: *"Это небольшой шаг для человека, но огромный скачок для человечества"*.

При выполнении лунной программы отмечен всего один сбой - в процессе полёта к Луне в апреле 1970 г. на КК "Аполлон-13" в работе системы жизнеобеспечения обнаружилась неисправность, которая была устранена экипажем. Однако это послужило основанием Центру управления полётом несколько скорректировать программу полёта и ограничиться облётом Луны с последующим возвращением на Землю. Полёт завершился успешным приводнением спускаемого аппарата.



Старт РН "Сатурн-5"



На Луне

Главная задача всей Лунной программы США - высадить на поверхность Луны американских астронавтов до посещения Луны советскими космонавтами - была решена при первом же полёте КК "Аполлон-11". Этим и последующими успешными полётами КК "Аполлон" с № 12 по № 17, за исключением № 13 (вот и не верь, что число 13 приносит несчастье), была достигнута главная политическая цель программы - показать всему миру, что США являются мировым научно-техническим лидером, что американская космическая техника обладает высоким качеством и надёжностью. Даже возникшая на борту КК "Аполлон-13" аварийная ситуация не привела к гибели астронавтов, а позволила продемонстрировать имеющиеся запасы надёжности и безопасности, благодаря которым КК "Аполлон" благополучно вернулся на Землю.

Кроме выполнения политического заказа, Лунная программа предусматривала проведение астронавтами на Луне научных исследований. В результате этих работ были сделаны некоторые выводы:

- на Луне не обнаружено никаких форм жизни;
- наличие воды предполагается в глубине лунной коры в виде льда или гидратированных минералов;
- средняя плотность Луны - 3,36 г/см³, Земли - 5,5 г/см³;
- химический состав Луны аналогичен Земному, состоит из тех же химических элементов, но их содержание в процентном отношении имеет существенные отличия;
- вопрос о происхождении Луны окончательно не решён, однако гипотеза Джорджа Дарвина о выделении Луны из состава Земли подтверждения не получила.

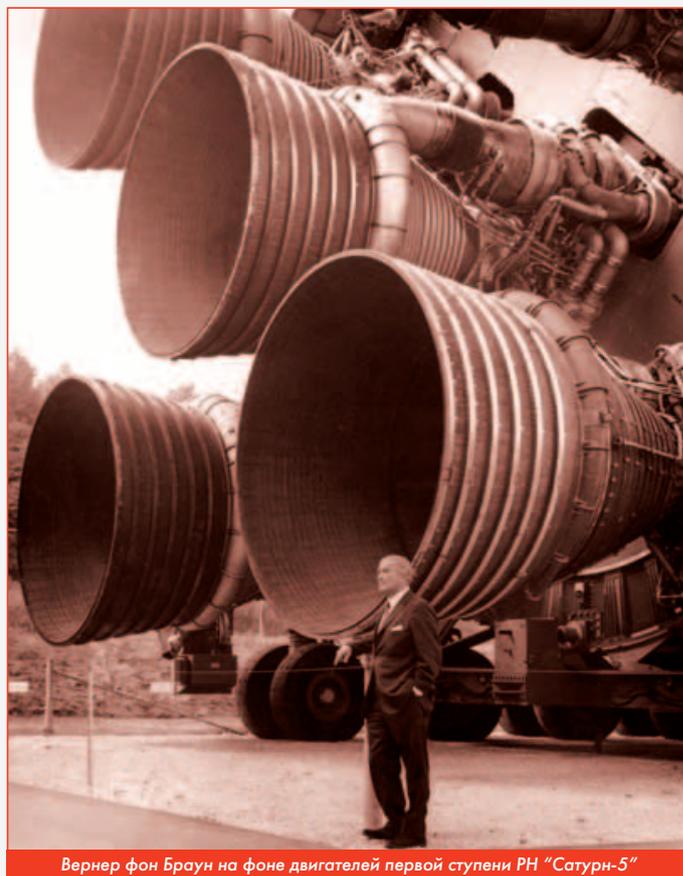
В процессе полётов было доставлено на Землю в общей сложности около 380 кг лунного грунта, который был исследован в лабораториях США и некоторых других стран.

(Небольшая ремарка. Учёные Советского Союза также имели возможность анализировать состав лунного грунта, который был доставлен советскими автоматическими станциями "Луна-16" (сентябрь 1970 г.), "Луна-20" (февраль 1972 г.) и "Луна-24" (август 1976 г.). Масса грунта в каждой доставке составляла примерно 100 г.)

Совершив шесть посещений Луны, американцы в декабре 1972 г. завершили свою Лунную программу. О причинах такого решения в среде наших журналистов и любителей изучения истории космонавтики существует несколько мнений, диапазон которых охватывает от простейшего "деньги кончились" до экзотического - астронавты получили предупреждение закончить полёты на Луну от находящихся там инопланетян. По поводу встреч с инопланетянами ряд астронавтов, побывавших на Луне, публично в телепередачах охарактеризовали подобные слухи как чушь. Что же касается окончания финансирования Лунной программы, то эту причину свёртывания работ следует рассмотреть.

В начале 1969 г., после первых двух полётов на Луну, в НАСА начались первые проектные проработки многоэтапной транспортной космической системы "Спейс-Шаттл", разработка которой с каждым последующим годом требовала увеличения финансирования. В эти же годы была разработана долговременная космическая станция "Скайлэб", эксплуатация которой началась в мае 1973 г. Велись и другие разработки, в частности, в области боевой ракетной техники. Ещё больше средств требовалось на ведение войны во Вьетнаме (1964-1975 гг.). Так что с деньгами в эти годы в США действительно был "напряг". И всё же, в моём представлении, основной свёртывания дальнейших работ по Лунной программе явилось не отсутствие денег, а, во-первых, достижение поставленной политической цели и, во-вторых, отсутствие реальной востребованности продолжения полётов на Луну, проявившейся во всех аспектах - научном, военном, экономическом, хозяйственном.

Первые признаки свёртывания Лунной программы проявились в конце 1968 г., более чем за полгода до первого полёта на Луну, когда в Центре космических полётов им. Маршалла провели сокращение более 700 сотрудников, а через 2 года, в январе 1970 г., В. фон Браун был освобождён от должности директора этого Центра и назначен заместителем директора НАСА по планированию пилотируемых космических полётов. Это можно воспринимать как повышение в должности, но этим назначением В. фон Браун факти-



Вернер фон Браун на фоне двигателей первой ступени РН "Сатурн-5"

чески был отстранён от руководства ракетными разработками. И, как будто в утешение его наградили медалью НАСА "За выдающуюся службу". Словом, "мавр сделал своё дело...". Через два года фон Браун уволился из НАСА и продолжил работу в одной из американских фирм в должности вице-президента. Его уход из НАСА по времени совпал с окончанием работ по Лунной программе, которое привело к прекращению использования РН "Сатурн-5", главного детища В. фон Брауна.

Кроме полётов на Луну, для чего, собственно, и разрабатывалась целевым назначением РН "Сатурн-5", других задач для этой ракеты не было. Для экономической и научно-технической целесообразности использования РН "Сатурн-5" требовалась полезная нагрузка массой 110...115 т. А таких нагрузок не было и в обозримое время не предвиделось. Вот и пришлось американцам отказаться от дальнейшего использования этой мощной РН. Монстр сожрал сам себя. Лишь один экземпляр из имеющегося запаса РН "Сатурн-5" был использован по назначению, для запуска в мае 1973 г. комической станции "Скайлэб" (полётная масса около 75 т). Остальные полностью готовые три ракеты в августе 1973 г. были законсервированы, а в декабре 1976 г. было принято решение передать их космическим музеям для использования в качестве экспонатов.

Так завершился третий этап в мировой истории космонавтики: октябрь 1957 г. - спутник на орбите Земли, апрель 1961 г. - человек в космосе, июль 1969 г. - человек на Луне. Цель следующего четвёртого этапа ещё не определена, хотя прошло уже 44 года...

Каков же он будет, этот четвёртый этап? В обществе бытует мнение, что это будет полёт на Марс. А нужен ли этот полёт, зачем лететь туда человеку? Сейчас утверждать этим полётом престиж ни одному государству нет ни необходимости, ни возможности и уж тем более нет никакой экономической выгоды. Международный проект тоже очень сомнителен. В настоящее время научные интересы могут полностью удовлетворить автоматические станции и марсоходы, что под силу отдельным государствам. Но жизнь продолжается, придут другие времена, новые люди по своему подойдут к дальнейшему развитию космонавтики. Может быть, они сочтут необходимым побывать на Марсе и найдут для этого средства.

Сейчас же в нашем повествовании пора ответить на вопрос - что же помешало советским космонавтам посетить Луну.

(Продолжение следует.)

ОТ 100-ЛЕТИЯ "ПЕТЛИ НЕСТЕРОВА" К 125-ЛЕТИЮ И.И. СИКОРСКОГО



Кажется, что только-только завершилась X Международная Олимпиада по истории авиации и воздухоплавания имени А.Ф. Можайского, посвященная 100-летию выполнения "петли Нестерова". Участники ещё не совсем успокоились от пережитых эмоций, а Клуб авиационщиков, Академия наук авиации и воздухоплавания при поддержке Союза машиностроителей России сообщают о проведении в 2013-2014 годах XI Международной Олимпиады, посвященной 125-летию со дня рождения И.И. Сикорского.

В организации Олимпиады принимают участие: Департамент образования города Москвы; Московский авиационный институт (Университет); Московский авиационно-технологический институт (Университет) им. К.Э. Циолковского; Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана; Некоммерческая организация "Авиакосмофонд"; Российский государственный гуманитарный университет; московский лицей № 1550.

Главная цель проведения олимпиады - популяризация российской авиационной отрасли и привлечение молодежи к работе в авиации и авиационной промышленности. Олимпиада проводится для юношей и девушек в возрасте от 12 до 18 лет, независимо от гражданства и места проживания.

Олимпиада проводится с 1 октября 2013 г. по 30 апреля 2014 г. в два тура: первый (заочный, в сети интернет) и второй - очный (в форме Молодежного симпозиума). Прием заявок на участие - с 1 октября по 31 декабря 2013 г.

В ходе первого тура (с 1 октября по 31 декабря 2013 г.) участники должны выполнить "обязательную программу" - тестирование. Если участник не набрал при тестировании необходимого количества баллов, то его историко-исследовательская работа, сколь бы хороша она не была, жюри не рассматривает. Саму работу участник размещает на сайте Олимпиады с 1 октября 2013 г. Причем участник имеет возможность до 15 января 2014 г. в свою работу вносить любые изменения. Еще одна особенность Олимпиады - по-

сетитель сайта - и участник, и не участник - может ознакомиться с любой работой и оставить свой комментарий. А уж автор работы волен либо учесть чужое мнение, либо его проигнорировать. Может на сайте и поспорить со своими оппонентами. Но после 15 января в работу включится жюри, которое проверит ответы на тесты, а по результатам проверки тщательно изучит работы для определения победителей первого тура и, соответственно, участников второго тура. Эта напряженная работа жюри завершится 15 февраля 2014 г. и на следующий день на сайте появятся фамилии победителей.

Победители первого тура приступят к подготовке историко-исследовательских работ для представления на Молодежном симпозиуме и не позже 16 апреля 2014 г. должны будут сообщить в Оргкомитет о своей готовности к участию в симпозиуме.

Второй тур - Молодежный симпозиум - проводится в Москве в апреле 2014 г. Он состоит из выступлений (докладов) победителей первого тура; работы жюри, в результате которой определяются победители Олимпиады; награждения победителей.

Победители второго тура получают дипломы Олимпиады и призы. Тезисы историко-исследовательских работ будут опубликованы в сборнике тезисов докладов Международной конференции "Авиация и космонавтика - 2014".

В помощь участникам на сайте Олимпиады <http://olymp.as-club.ru/> уже открыт свободный доступ к On-Line курсам: "История авиации и воздухоплавания", "Люди и судьбы Российской авиации", "Теоретические и инженерные основы аэрокосмической техники", разработанным Лицеом Авиакосмофонда с участием РГГУ и Лицея № 1550 г. Москвы. 

Телефон для справок: +7(495) 685-19-30, 685-26-30;
E-mail: info@as-club.ru; web: www.as-club.ru

ИНФОРМАЦИЯ: К СЕРТИФИКАЦИИ ДВИГАТЕЛЯ ПД-14

Весной текущего года ОАО "Авиадвигатель" - головной разработчик двигателя ПД-14 для самолета МС-21 - подало заявку в АР МАК на получение Сертификата типа авиационного маршевого двигателя ПД-14. Его разработка осуществляется в соответствии с Федеральной целевой программой "Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы".

В соответствии с действующими правилами сертификации авиационной техники очередным этапом работ является Этап макета. Работы проводятся макетной комиссией, утвержденной АР МАК.

Цель работы макетной комиссии - оценка полноты заявленного Сертификационного базиса - документа, содержащего перечень требований к летной годности и охране окружающей среды, предъявляемых к данному образцу Авиационными правилами, предварительная оценка соответствия конструкции двигателя требованиям Сертификационного базиса, оценка предлагаемых видов проверок и испытаний, которые станут основой доказательной базы по

обеспечению безопасности полета.

Работа макетной комиссии проходила в ОАО "Авиадвигатель" с 28 октября по 1 ноября 2013 года. Возглавил макетную комиссию начальник отдела двигателей и воздушных винтов АР МАК Александр Божков. В состав макетной комиссии вошли ведущие специалисты АР МАК, АСЦ ГосНИИ ГА, ЦС "Качество" и ОАО "Авиадвигатель". В качестве независимой инспекции выступило 209 ВП Минобороны России.

В рамках проведения Этапа макета прошла работа двух секций: "Общие требования, конструкция, системы, испытания" и "Прочность, прочностные и длительные испытания, материалы, технология изготовления". Кроме того, члены комиссии ознакомились со стендовой базой предприятия, используемой при испытаниях двигателя.

Макетная комиссия рассмотрела электронный макет двигателя ПД-14, узлы и детали его натурного образца. Эксперты оценили достаточность и полноту требований к двигателю, предусмотренных в Сертификационном базисе, разработанном ОАО

"Авиадвигатель" и одобренном АР МАК, а также рассмотрели проекты планов сертификационных работ и испытаний и другую документацию.

Подводя итоги работы, члены макетной комиссии отметили, что разработка ПД-14 ведется с учетом всех требований летной годности российских Авиационных правил АП-33, АП-34, максимально гармонизированных с нормами ведущих авиационных стран: США - FAR-33 и Европы - CS-E. Представленные материалы, а также номенклатура сертификационных работ и испытаний позволяют разработчику доказать соответствие ПД-14 требованиям летной годности и охраны окружающей среды.

Успешное завершение работы макетной комиссии дает право пермскому КБ начать подготовку к следующему этапу - сертификационным испытаниям двигателя ПД-14, которые будут проходить на стендах ОАО "Авиадвигатель", ОАО "НПО "Сатурн", ГИЦ РФ ФГУП "ЦИАМ имени П.И. Баранова" и в составе летающей лаборатории ОАО "ЛИИ имени М.М. Громова". 

ЛЕДОКОЛЫ НА МОНЕТАХ МИРА

Андрей Викторович Барановский



Среди сотен монет, на которых изображены гражданские суда, нашлось место и ледоколам. Среди них есть одна уникальная, за которую в 2007 г. на аукционе фирмы "Монеты и медали" заплатили \$36 тысяч (!). Речь идёт о пробной серебряной монете "Крайний Север СССР", на которой изображён белый медведь на фоне большого ледокола.

Названная монета должна была войти в серию памятных монет из драгоценных металлов, посвящённую отдельным регионам и городам Советского Союза. А так как эта серия в массовую чеканку не поступила, то остались только так называемые "пробники", чрезвычайно ценимые нумизматами и, соответственно, чрезвычайно дорогие.

В СССР и в современной России было выпущено несколько памятных серебряных и одна медно-никелевая монета с изображениями наших ледоколов. Одна из них посвящена первому в мире ледоколу "Ермак". Она имеет номинал 3 рубля и вошла в серию "300-летие российского флота". Монету отчеканили из серебра в 1996 г. На правой стороне реверса монеты помещён портрет инициатора создания ледокола адмирала Макарова. Вот что сообщила 5 марта 1899 года кронштадтская газета "Котлин": *"Зрелище, увиденное нами вчера, было поистине грандиозное, о котором на всю жизнь сохраняются воспоминания. Все единодушно приветствовали новый блестящий подвиг человеческого ума и энергии. В каждом из присутствующих невольно поднималось чувство гордости за нас, русских, что из нашей среды нашлись люди, не только способные делать теоретические выводы, но на деле доказывать и подтверждать идеи, открывающие новые горизонты"*. В тот день к морскому форпосту Санкт-Петербурга, ломая лёд метровой толщины, подошёл "Ермак" - новейший и мощнейший в мире ледокол, название для которого выбрал сам Николай II.

"Ермак" строился по инициативе вице-адмирала Степана Макарова. Увлечённый идеями полярных исследований, в 1897 году он предложил морскому министерству финансировать создание ледокола для изучения возможностей северного морского пути. И получил отказ под предлогом нехватки средств. Макаров не смутился, начал выступать с публичными лекциями, доказывая важность своего замысла. На проект обратил внимание министр финансов Сергей Витте. При его поддержке была создана техническая комиссия, наметившая конструкцию и основные параметры ледокола. Поборотся за контракт предложили крупнейшим европейским судостроительным фирмам. Британская Armstrong Whitworth & Co взялась построить ледокол за 10 месяцев, запросив 1,5 млн рублей - вполне разумную по тем временам сумму. 14 ноября 1897 года Витте представил Николаю II докладную записку о проекте. Император начертал "С-ь" ("Согласень"). Спустя месяц контракт с англичанами был подписан.



Макаров старался как можно чаще посещать верфь в Ньюкасле, где родился "Ермак". Главные чертежи он просматривал лично. Как вспоминал штурман Николаев, сопровождавший адмирала, "на заводе Армстронга все, от инженера до мальчишки, подававшего заклёпки, относились к адмиралу с большим уважением, высоко ценили [его] знания в области судостроения и механики и удивлялись, каким образом строевой офицер мог так прекрасно изучить это дело". Видимо, тогда Макаров и познакомился с Эдвином Ордом - инженером Armstrong Whitworth & Co, специалистом по двигателям на нефтяном топливе, которые в то время только входили в практику кораблестроения.

Макаров сам пытался проектировать такие машины после кругосветного плавания на корабле "Витязь". Он предлагал воспользоваться новейшими технологиями при строительстве "Ермака", но техническая комиссия решила не рисковать, и на ледоколе установили классические паровые котлы, работающие на угле.

Общение с британским инженером запомнилось адмиралу. Когда в память строительства были изготовлены золотые жетоны с изображением "Ермака" во льдах, один из них - с гравировкой "To E.L.Orde from S.Makaroff" - Степан Осипович послал в Ньюкасл.

17 октября 1898 года "Ермак" был спущен со стапелей и в феврале следующего года отплыл в Россию. Ледокол ждали, готовились к встрече. *"Лишь только "Ермак" прошёл Толбухинский маяк, расположенный недалеко от Кронштадта, к ледоколу подбежали на лыжах солдаты и приветствовали его криками "ура", - пишет биограф адмирала Борис Островский. - Ещё более был удивлён Макаров, когда увидел, что навстречу "Ермаку" двигались по льду толпы народа, причём многие ехали на лошадях и даже на велосипедах. Люди торопились взглянуть на корабль, который смело и уверенно прокладывал себе дорогу во льдах"*. Спустя пять дней по прибытии "Ермак" показал свою мощь - спас 11 пароходов, затёртых льдами в Ревельской гавани.

Пережив две мировые войны, когда ледокол входил в состав ВМФ, 1963 г. он всё же был списан. Попытки сохранить его как памятник-музей успеха не имели и в следующем году "Ермак" пошёл на слом.

Ледокол "Красин" изображён на золотой монете номиналом 100 рублей, входящей в серию "Исследование русской Арктики, XVIII-XX вв.". Сама монета называется "Спасение У. Нобиле, 1928 г.". На реверсе монеты на фоне символического изображения сторон в виде расходящихся лучей изображён "Красин", справа от которого палатка с группой полярников на льдине. История экспедиции Нобиле и её спасения таковы. Стартовал в Кингсбее 23 мая, дирижабль "Италия" при сильном попутном ветре уже на следующий день достиг Полюса. Снизившись до ста метров, члены экспедиции сбросили на лёд итальянский флаг и большой дубовый крест, вручённый им папой Пием XI. Затем вновь набрали высоту и отп-



равились в обратный путь. Однако возвратиться в Кингсбей "Италии" не было суждено - 25 мая дирижабль потерпел катастрофу. Первым, кто услышал от радиста дирижабля сигнал бедствия, был радиолобитель Шмидт из архангельского села Вознесенье-Вохма. 23 июня шведский пилот Лундборг снял с дрейфующей льдины тяжелораненого Нобиле.

Остальных членов экспедиции спасли моряки ледокола "Красин". Для этого самый мощный в мире на тот период ледокол, который в Ленинграде готовили к длительной консервации до лучших времён, за 4 дня 7 часов и 48 минут был оснащён и полностью готов к полярному походу. На ледоколе базировался трёхмоторный "Юнкерс", т.н. ЮГ-1. Лётный экипаж возглавил известный полярный лётчик Б.Г. Чухновский. Самолёт собрался прямо на борту ледокола и спускался на лёд при помощи деревянных настилов. Впервые в мире наша страна стала применять летательные аппараты не как основное средство спасения, а как самое эффективное средство полярной разведки.

Самолёт Чухновского совершал разведывательные полёты ежедневно, и в ходе одного из полётов удалось обнаружить на льдине людей - это оказалась группа Мальмгрена, но из-за сгустившегося тумана экипажу пришлось идти на вынужденную посадку, в результате которой у машины оказались сломаны лыжные шасси и винты двух моторов. Экипаж самолёта принял решение передать телеграмму на "Красин": "Запасов продовольствия на две недели. Считаю необходимым "Красину" срочно идти спасать Мальмгрена". Лётчики остались дрейфовать на льдине, в то время как "Красин" отправился спасать Цаппи и Мариано. 12 июля ледокол подошёл в указанную точку, группа Мальмгрена была спасена. В тот же день в районе 19 часов "Красин" подошёл и к Красной палатке. Чуть позже моряки подобрали со льда экипаж Чухновского, подняли на палубу повреждённый "Юнкерс". Курс ледокол прокладывал к Шпицбергену, где спасённых ждало базовое судно "Чита де Милано".

Для участников спасательной экспедиции

1928 г. на ледоколе "Красин" Осоавиахим СССР выпустил памятный ромбовидный знак. Он изготовлен из серебра, покрыт золотом и эмалью. Сейчас такие знаки - большая редкость. Один из них на аукционе № 69 нумизматической фирмы "Монеты и медали" был продан за 550 тыс. рублей.

Первый в мире атомный ледокол "Ленин" изображён на золотой монете 1000 рублей, выпущенной в 2007 г. в серии "Международный полярный год". Монета содержит 15,5 гр. чистого золота. В настоящее время "Ленин", спущенный на воду в 1959 г., стоит у причальной стенке Мурманска как музей. Вот девять интересных фактов, которые про ледокол собрала "Российская газета".

1. При разработке машинного отделения возникало немало сложностей. При этом сроки были сжатые, проект сложный, да и лишние затраты не были допустимыми. Поэтому для экспериментов конструкторов создали макет машинного отделения из дерева, переделав что-то в котором не составляло труда. Если то или иное решение оказывалось удачным, его переносили на строящееся судно.

2. Ледокол должен был продемонстрировать мощь советского судостроения. Неудивительно, что на строящийся атомоход приглашались иностранные делегации - британская, американская, китайская и др. Побывал на борту даже будущий президент США Ричард Никсон.

3. Ледокол "Ленин" стал первым надводным судном на планете, использующим в качестве источника энергии ядерную силовую установку. Ещё раз атомоход стал новаторским в 1971 году, когда первым прошёл севернее Северной Земли по водной поверхности.

4. Мощность двигателей ледокола составляла 44 тысячи лошадиных сил. Толщина льдов, которые мог развести "Ленин", доходила до 2,5 метров. Благодаря таким техническим характеристикам за 31 год эксплуатации атомоход прошёл 654 тысячи миль.

5. На этапе проектирования и строительства ледокол получил название "Проект 92", в честь источника ядерной энергии урана, стоящего в таблице Менделеева под 92-м номером.

6. По некоторым подсчётам, в сутки ледокол расходовал около 45 граммов ядерного топлива. Без "мирного атома" для выполнения такой работы понадобились бы тонны нефти.

7. Существует мнение, что именно благодаря "Ленину" закрепилось выражение "мирный атом".

8. "Ленин" был призван по кратчайшему пути соединить запад и восток государства. Символично, что общая длина сварных швов ледокола превышает 6 тысяч километров - примерно две трети пути от Москвы до Владивостока.

9. Энергетический прорыв, совершённый атомоходом, позволял преодолевать огромные расстояния. Во время одного рейса ледокол "Ленин" мог бы побывать не только в Арктике, но и в прибрежных водах Антарктиды.

Ещё раз "Ленин" изображён на серебряной монете весом 1 кг и номиналом 1000 рублей из той же серии "Международный полярный год". Вместе с образцами флоры и фауны Арктики изображён и этот ледокол, проводящий за собой грузовое судно.

Единственная отечественная монета из драгоценных металлов с изображением ледокола посвящена

атомному ледоколу "Арктика". Она вошла в серию "300-летие Российского флота" и имеет номинал 100 рублей. Вся серия монет вышла в 1996 г. и запаяна в специальный кляссер.



Серия "международный полярный год" - ледокол "Ленин"



100 рублей. Атомный ледокол "Арктика" - 1996 г.

Безымянный ледокол мы видим на 25 серебряных рублях "Трансатлантический перелёт В.П. Чкалова. Станция "Северный полюс". На ней изображён экипаж в составе Чкалова, Байдукова и Белякова, самолёт АНТ-25, палатка полярников и ледокол.



Украина. Ледокол "Капитан Белоусов"

Украина в 2004 г. выпустила памятную монету из нейзильбера номиналом 5 гривен, посвящённую своему единственному ледоколу "Капитан Белоусов". Этот ледокол водоизмещением 5360 т был построен в 1953 г. на финской верфи "Wärtsilä" и в 1955 г. вышел на трассы Северного морского пути. В 1957 году в сложных ледовых условиях получил повреждения винтов и стал на зимовку во льдах в районе Тикси. Винты были сменены на плаву за время зимовки. До 2004 года ледокол принадлежал Азовскому морскому пароходству. В 2009 году за счёт Мариупольского торгового порта была осуществлена реновация ледокола, в ходе которой были установлены 6 новых дизель-генераторов фирмы Caterpillar. В зимний период "Капитан Белоусов" выполняет работу по проводке судов в Азовском море.

Из прибалтийских стран - Латвия и Эстония имеют по одному ледоколу, которые были куплены у Финляндии. Оба изображены на памятных монетах.



Ледокол. Латвия

Латвийский "Кришьянис Валдемарс" вошёл в серию монет "История кораблестроения". Памятная монета выпуска 1998 г. из серебра имеет номинал 10 лат. Своё название ледокол получил от небольшого подорвавшегося на mine во время Великой отечественной ледокола. Построенный в 1925 году, "Кришьянис Валдемарс" был единственным новым пароходом Латвии. В январе 1926 года он отправился в своё первое плавание из Рижского порта. В августе 1944 года корабль отправился из Таллина в Кронштадт, а 28 августа подорвался на mine и затонул в считанные минуты. Из находившихся на борту 90 человек спаслось 14.

Эстонский "Тармо" помещён на серебряной монете тихоокеанского острова Палау номиналом \$5. При покупке у Финляндии ледокола, эстонцы не стали менять его первоначальное название. "Тармо" - один из старейших ледоколов в мире и он используется для проводки судов в Финском заливе в зимний период. Построен на верфи Oy Wärtsilä Ab Helsinki Yard в Хельсинки в 1963 году. С 1 декабря 1993 года ходит под эстонским флагом.

Монетный двор г. Перт (Австралия)



Финская монета в 5 марок с ледоколом

в 2007 г. свой четвёртый выпуск серии "Австралийская Антарктическая территория" приурочил к 50-летию со дня основания станции Дэвиса - самой южной из антарктических станций Австралии. Названа в честь капитана Джона Кинга Дэвиса, исследователя Антарктики и штурмана, проводившего корабли экспедиций Эрнеста Шеклтона и Дугласа Моусона. В летний период на станции работают учёные из разных стран.

Главный элемент изображения на серебряной монете с полихромным покрытием номиналом 1 австралийский доллар - станция Дэвиса на побережье незамерзающего озера Вестфорд-Хиллс, помещённая на контурном фоне Антарктиды.



Австралийские арктические территории

На цветном изображении также показан ледокол Kista Dan, игравший важную роль в истории основания станций Дэвиса и Моусона.

По имеющимся у автора данным, ледокол в момент высадки первой экспедиции полярников на станцию принадлежал Дании. Никаких других сведений об этом ледоколе у него нет. Не была о своём ледокольном флоте и Канада. В 2012 году была отчеканена 20-долларовая серебряная монета ледокол "Луи Сен-Лоран". Этот ледокол, принадлежащий береговой охране, крупнейший в Канаде. Он был построен почти 45 лет тому назад и уже некоторое время стоит вопрос о списании его с заменой новым суперледоколом стоимостью 1 миллиард долларов. Но вопрос "повис в воздухе", а пока "Луи Сен-Лоран" выполняет походы в северную часть Арктики: за огромные нефтегазовые ресурсы которой идёт состязание между всеми приарктическими странами.



Канада 20 долларов Ледокол "Луи Сен-Лоран"

Испания, также как и Россия, по случаю Международного полярного года в 2007 г. выпустила памятную серебряную монету номиналом 10 евро. На ней на фоне контуров Антарктиды помещено судно ледового класса V.I.O. Hesperides. Никакими подробностями об этом судне автор не располагает.

И в заключение. В мае 2013 года Мурманская область отпраздновала свой юбилей - 75 лет со дня основания. Специально к этой дате по заказу Северо-Западного банка "Сбербанк России" выпущена монета с изображением Мурманска. На ней фоном памятника защитникам Заполярья служит северное сияние и ледокол. Эту монету мы поместили к заголовку статьи.



Испания. Ледокол



XVII Московский международный Салон
изобретений и инновационных технологий

АРХИМЕД

1 - 4 апреля 2014 г.

Москва, Россия,

Конгрессно-выставочный центр «Сокольники»,
павильон №4



Организаторы Салона:

ООО «ИнновЭкспо»

Департамент науки, промышленной политики и
предпринимательства города Москвы

При поддержке:

Администрации Президента РФ;

Правительства города Москвы;

Всемирной организации интеллектуальной собственности.

Соорганизаторы и партнеры:

Министерство обороны РФ;

Министерство образования и науки РФ;

Федеральная служба по интеллектуальной собственности;

Российская академия наук; ТПП РФ, МТПП;

Союз машиностроителей России; ООО «Союзпатент»;

Всероссийское общество изобретателей и
рационализаторов;

Международный инновационный клуб «Архимед»



- изобретения
- полезные модели
- промышленные образцы
- инновационные проекты
- товарные знаки
- Всемирный форум изобретателей
- Международная научно-практическая конференция по правовой охране результатов интеллектуальной деятельности
- Международный университет изобретателя

Заявки на участие в 17 Московском
международном Салоне изобретений и
инновационных технологий «Архимед-2014»
принимаются до 25 февраля 2014 г. по адресу:
105187, г. Москва, ул. Щербаковская, д.53, к.В,
ООО «ИнновЭкспо».

Тел./факс: +7(495) 366-1465, +7(495) 366-0344

www.archimedes.ru, www.innovexpo.ru

E-mail: mail@archimedes.ru, mail@mosvoir.ru

АРКТИКА - ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ

БИТВА ЗА СЕВМОРПУТЬ

Виктор Сергеевич Шитарёв,
капитан дальнего плавания



Плавание россиян по морям Северного Ледовитого океана (Моря Студёного - так его называли поморы) началось, как принято считать, ещё в VIII веке. Северные районы Российской Арктики, богатые пушным и морским зверем, рыбой и морепродуктами, привлекали пристальное внимание промышленников, которые шаг за шагом осваивали вначале европейскую, а затем и азиатскую части Арктики. Великие реки Северная Двина и Обь привели русских охотников и рыбаков к побережью Белого, Баренцева (до середины XIX века Мурманское море) и Карского морей.

Специфические гидрометеорологические особенности этих морей требовали создания судов, способных плавать в ледовых условиях, например, в битом льду. Так методом проб и ошибок был создан легендарный коч (об этих судах наш журнал уже писал в ранее опубликованных статьях). Большой интерес к ледовым походам проявлял Пётр I. Его консультантами в этом вопросе были опытные капитаны кочей, имевшие большой опыт в плаваниях во льдах Моря Студёного, а также поморские корабельные мастера (об этом также писал наш журнал). При нём были исследованы возможности судов разбивать лёд форштевнем или сбрасыванием на лёд тяжёлых предметов (например, пушки). К тому времени уже были изобретены ледовые якоря и ледовая обшивка - шуба (коца). Первым рассматривать Северный Ледовитый океан как район транспортных коммуникаций начал М.В. Ломоносов.

Опыт ледовых походов поморов он подкрепил математическими расчётами и доказал существование Великой Сибирской полыньи. М.В. Ломоносов предполагал, что в акватории Арктики существуют районы с полыньями чистой воды, либо битого, достаточно тонкого преодолемого для судов льда. Его выводы сегодня во многом подтверждены современными исследованиями с использованием ИСЗ.

По настоянию М.В. Ломоносова в 1764 г. последовал царский указ "... учинить поиск морского проходу Северным океаном в Камчатку и далее...". Им же были спроектированы и суда ледового плавания для экспедиции адмирала (в те времена командора) Василия Яковлевича Чичагова, которая в 1765 приступила к поиску этого пути и прекратила свою работу в связи со смертью великого учёного. И хотя "морской проход" не был найден, гидрологические исследования, выполненные экспедицией в районе архипелага Шпицберген, имели огромную ценность. Угол наклона ледокольного форштевня этих судов и их подводные обводы корпуса (найденные М.В. Ломоносовым) близки обводом корпусов современных ледоколов.

Вторым человеком, оценившим значение для России северных морских путей, был Д.И. Менделеев.

Именно он первый спроектировал ледокол, предназначенный для плавания в арктических морях. Дмитрий Иванович был хорошо знаком со Степаном Осиповичем Макаровым, по многим проблемным вопросам их мнения совпадали. Результатом такого сотрудничества можно считать появление в российском флоте линейного ледокола "Ермак".

После Великой Октябрьской Социалистической Революции молодой Республике Советов достался вполне приличный ледокольный флот, в состав которого входили ледоколы: "Ермак", "Красин" (бывший "Святогор"); "Ленин" (бывший "Александр Невский"); "Ф. Литке", "Макаров" (бывший "Князь Пожарский"), "Трувор"; "Октябрь" (ранее - "Ревельштадт"); "Силач"; "Пурга" и "Торос" общей мощностью 51 200 лошадиных сил. В 1937 - 1941 годы были построены и пополнили ледокольный флот "И. Сталин"; "Л. Каганович"; "А. Микоян"; "В. Молотов". Таким образом, общая мощность Советского ледокольного флота в довоенное время составила 100 000 л.с. Это был самый мощный в Мире ледокольный флот. Началось планомерное освоение Арктики.

17 декабря 1932 года Совет Народных Комиссаров СССР принял решение образовать Главное управление Северного морского пути. Этой организации предстояло "...проложить окончательный морской путь от Белого моря до Берингова пролива, оборудовать этот путь, держать его в исправном состоянии и обеспечивать безопасность плавания по этому пути...". Задача, прямо скажем, грандиозная. Для её решения потребовалось создать самый мощный в Мире ледокольный флот, а также тип судов способных плавать в канале за линейным ледоколом. Необходимо было преодолеть огромные трудности в проведении гидрометеорологических исследований, в решении различных инженерно-технических задач, навигационном обеспечении трассы СМП и т.п.

Наша северная береговая линия самая протяжённая в Мире, моря заливного типа и расположены на континентальном шельфе - Арктика мелководна по всей трассе СМП. Это обстоятельство приходится учитывать при проектировании судов ледового плавания. В этом вопросе Советский Союз также занимал ведущее место в Мире. Наша страна по праву считается родиной ледокольного флота.

Флагманы арктических трасс

Первый в Мире линейный ледокол для Арктики был построен по инициативе С.О. Макарова. Степана Осиповича в этом вопросе поддерживал Дмитрий Иванович Менделеев: его друг и постоянный оппонент в вопросе определения "северной полыньи". Основная часть проектных работ была выполнена самим Макаровым с помощью корабельных инженеров Афанасьева и Руненберга. За постройкой ледокола в Англии наблюдал Макаров. Постройка ледокола за-



"Erмак" на выходе из верфей

вершилась 21 февраля 1899 года. Так появился (впоследствии названный "дедушкой ледокольного флота") "Erмак". Его энергетическая установка (ЭУ) включала четыре паровые поршневые машины общей мощностью 10 000 л.с. Каждая машина имела свой привод на гребной винт, то есть судно имело 4 гребных винта - один носовой и 3 кормовых. При форсировании тяжёлых льдов "Erмак" своим корпусом оказывал давление на него с силой более 800 тс, что позволяло ему уверенно работать в сложных ледовых условиях.

Форсируя тяжёлые льды, "Erмак" дважды получал серьёзные повреждения корпуса. От носового винта



Встреча "Erмака" в Санкт-Петербурге

впоследствии пришлось отказаться. Зато схема с тремя кормовыми гребными винтами нашла своё и на современных ледоколах, в том числе и на атомоходах. В 1901 году вышла в свет книга С.О. Макарова "Erмак во льдах", где подводились итоги научных исследований и опыт ледового плавания, получивший практическое воплощение. Например, толщина ледовой обшивки корпуса "Erмака" 27 мм оказалась недостаточной; построенный на 7 лет позже "Святогор", переименованный при Советской власти в "Красин", имел пояс ледовой обшивки толщиной уже в 32,3 мм, а спущенный на воду в 1938 году ледокол "И. Сталин" имел пояс ледовой обшивки толщиной уже 35 мм.



Снимок 30-х годов: Ледокол "Красин" (бывший "Святогор")

"Erмак" прослужил народу более 60 лет - и для обычного судна возраст более, чем достаточный, а уж для ледокола... Ведь его корпус постоянно испытывают на прочность полярные льды - нагрузка огромная. Ордена Ленина легендарный ледокол "Erмак" совершил свой последний поход в Арктику в 1963 году. Он послужил прототипом для построения новой серии советских линейных ледоколов типа "И. Сталин" такой же мощности, но несколько большего водоизмещения. Если каждую массу "Erмака" двигателя 1 л.с., то у "И. Сталина" - 0,9 л.с.

Ледоколы сталинской серии хорошо поработали на трассе Севморпути. Сам ледокол "И. Сталин" в 1938 году участвовал в спасении затёртого во льдах ледокольного судна "Г. Седов". Ему удалось пробиться до широты 83 градуса северной, но когда до цели оставалось пройти всего лишь 50 миль, он встретил тяжёлые паковые льды, оказавшимися для ледокола непроходимыми. Надо заметить, что в паковых льдах весьма неуютно чувствуют себя даже атомные богатыри, чья мощность в разы

больше мощности ледокола "И. Сталин". В арктическую навигацию 1939 года ледокол "И. Сталин" совершил экспериментальный рейс по СМП из Мурманска до бухты Угольной, что расположена восточнее Певека и обратно. В декабре 1939 г. - январе 1940 г. вывел из ледового плена на чистую воду ледокольное судно "Г. Седов". За эту успешно проведённую спасательную операцию оба судна были награждены Орденами Ленина, а седовцы и капитан ледокола "И. Сталин" М.П. Белоусов стали Героями Советского Союза. Так начиналось развитие советского ледокольного флота на Советском Севере.

Итак, в 1960 - 1969 гг., финская фирма А/О "Вяртсиля" построила для Советского Союза пять дизель-электрических ледоколов типа "Москва" мощностью 22 000 эл.с. каждый. С участием этих ледоколов продлились сроки арктической навигации. Ледоколы "сталинской" серии перешли на вспомогательные работы. В 1974 - 1976 гг. пришли новые линейные дизель-электрические ледоколы типа "Erмак" мощностью 36 000...40 000 л.с. Однако, у всех этих ледо-



Спаение ледоколом "Красин" экипажа экспедиции Нобиле
С картины 30-х годов

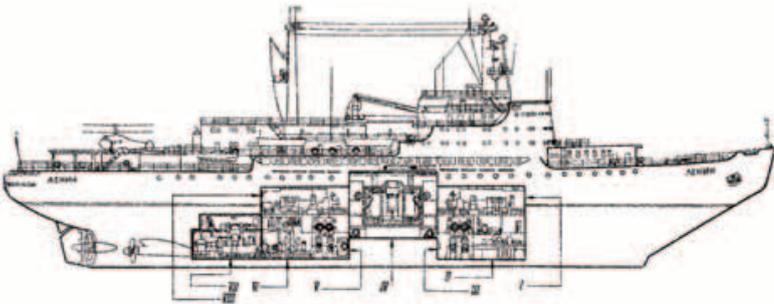


Ледокол "Иосиф Сталин"



Проводка ледокольным пароходом "Ленин" каравана судов
Из журнала 30-х годов

колов есть один существенный недостаток - запасов дизельного топлива им хватает только на месяц интенсивной работы, а новый "Ермак" в сутки сжигает его около 182 т. Не трудно рассчитать, что топливо в Арктике становится дефицитом, его требуется всё больше и больше. Снабжение работающих во льдах ледоколов топливом с обычных танкеров сопряжено с известными трудностями - танкер к работающим ледоколам должен либо пробиваться сам, что не просто, либо под проводкой, опять же, ледокола, который тоже расходует дизельное топливо.



Расположение энергетических помещений ледокола.

I — носовое турбогенераторное отделение; II — носовая электростанция; III — носовое отделение вспомогательных механизмов; IV — атомная парогенераторная установка; V — кормовое отделение вспомогательных механизмов; VI — отделение бортовых электродвигателей; VII — отделение среднего электродвигателя; VIII — кормовое турбогенераторное отделение.

Схема из журнала "Судостроение" № 8 - 1961 г.

В котлах паровых линейных ледоколов ранней серии - "Ермак", "Красин", "Ленин", "И. Сталин" и других - в качестве топлива использовался каменный уголь, суточный расход которого мог достигать 190 т. Автономность этих ледоколов по топливу была значительно ниже, чем у современных дизель-электрических ледоколов. Таким образом, Арктика преподнесла ледокольщикам, казалось бы, неразрешимую задачу. Но вот за дело взялся коллектив учёных во главе с Анатолием Петровичем Александровым, возглавлявшим в те годы АН СССР. Имя А.П. Александрова должно быть вписано в историю советского ледоколостроения золотыми буквами наравне с именами С.О. Макарова и Д.И. Менделеева. Под его руководством была создана новая энергетическая установка, увеличившая автономность плавания ледокола по топливу до одного года, а продолжительность заправки топливом до одних суток. Ледовые капитаны могли об этом только мечтать.

В 1959 г. на просторы арктических морей вышел новый флагман отечественного ледокольного флота атомоход "Ленин", который был моложе старого "Ермака" на 60 лет. На трассы СМП вышел мирный атом. Атомная паро-производящая установка (АППУ) ато-

мохода "Ленин" состояла из трёх атомных реакторов и обеспечивала паром работу четырёх турбогенераторов. Два генератора работали на средний гребной электродвигатель, и по одному - на бортовые. Схема нам уже знакомая - три кормовых гребных винта, соотношение подводимой мощности 1:2:1, а общая мощность ЭУ 44 000 л.с. Стоит заметить, что в первоначальном проекте у "Ленина" должен быть ещё один, четвёртый - тянущий - гребной винт. Как в первоначальном проекте его "прадедушки" "Ермака". Тогда и распределение мощности машины было бы 1:1:1:1. В ходе проектирования от тянущего винта отказались, и его мощность передали на центральный толкающий винт. В те времена это был не только первый, но и самый мощный ледокол в мире. Его длина наибольшая 134 м; ширина 27,6 м; водоизмещение до модернизации 16 000 т. Каждую тонну массы атомохода двигали 2,75 л.с. - в три раза больше, чем у "И. Сталина". Другим достоинством атомохода следует считать его, относительно, малую осадку - всего 9,2 м, поэтому его можно отнести к мелководным ледоколам.



Ледокол "Ленин" берёт на буксир ледокол Ермак с караваном речных судов
Из журнала "Судостроение" № 8 - 1961 г.

Атомоход заметно продлил сроки арктической навигации. Так, в 1960 г., несмотря на тяжёлые ледовые условия плавания в проливе Вилькицкого, он обеспечил непрерывное движение караванов судов, а также, преодолевая сильное сжатие, вывел на чистую воду затёртые льдами ледоколы "Красин" и "Капитан Мелехов" вместе с транспортными судами, находившимися под их проводкой. Льды несли караван на рифы у мыса Шербина. Следующая навигация была не менее сложной. После ухода из Арктики всех транспортных судов, атомоход "Ленин" обеспечил создание высокоширотной станции "Северный полюс - 10" и установил на льду в заданных точках автоматические метеостанции.

В том же году произошло ещё одно, я бы сказал, знаменательное событие. В сентябре 1960 г. ледокол



Атомный ледокол "Ленин" во льдах Арктики в первый год работы
Из журнала "Судостроение" № 8 - 1961 г.



Атомный ледокол "Сибирь" 75 000 л.с. На заднем плане атомный ледокол "Таймыр" мощностью 50 000 л.с.

"Ермак", имея на буксире несколько речных судов, попал в тяжёлые льды. Вызволить караван из ледового плена с помощью обычной околки было нельзя, корпуса речников не выдержали бы нагрузки. Тогда атомоход подошёл к "Ермаку", взял его "на усы" (подтянул нос ледокола в свой кормовой вырез) и вывел весь караван на свободную воду. Так, "накоротке" встретились два "первых в мире".

Но не только своей работой в Арктике славен атомоход "Ленин". Ведь он был во многом первым в мире, и многое на нём делалось впервые. Это был плавучий НИИ, научная лаборатория. Атомоход должен был дать ответ на многие, интересовавшие учёных и конструкторов вопросы. И главное слово здесь было за экипажем. И моряки не подвели. Многие из них удостоены высоких правительственных наград. Вскоре атомоход прошёл модернизацию, завершившуюся к 100-летию со дня рождения В.И. Ленина. На практике реализовали 10-летний опыт ледовых походов атомного богатыря. Был отработан наиболее рациональный тип атомного реактора: теперь их стало два и водоизмещение судна возросло до 19 240 т. Но самое главное, определились элементы конструкции нового поколения атомоходов, которым было суждено, как говорится, идти "ленинским путём".

Атомоход "Арктика" выходит на просторы северных морей Арктики в 1974 году. На нём такие же как на предшественнике два атомных реактора, а мощность ЭУ доведена уже до 75 000 л.с. Два турбогенератора работают на три гребных электродвигателя, каждый из которых вращает один из трёх гребных винтов. Как видим, схема 3 кормовых гребных винта, как и на старом "Ермаке", и на "Ленине". Соотношение мощности на винтах 1:1:1. Да, жив старейший "Ермак", идеи заложенные в его конструктивные элементы гениальны, поэтому продолжают жить в новых поколениях самых современных ледоколов. Длина нового атомохода 150 м; ширина 30 м; осадка 11,0 м. Водоизмещение увеличилось до 23 460 т. Это линейный ледокол, "ударная сила" современного ледокольного флота.

И опять приходится упоминать атомоход "Ленин". Дело в том, что экипаж атомохода "Арктика" был наполовину укомплектован "ленинцами". Первенец советского атомного флота стал "кузницей кадров", многие моряки начинали свой трудовой путь на "Ленине". В мае - июне 1975 года "Арктика" прошла основательную проверку в припайных льдах Енисейского залива, пролива Шокальского и в районе архипелага земли

Франца-Иосифа. Испытания показали, что ледокол уверенно преодолевает однолетние льды (толщиной до двух метров) предельной толщины, уверенно форсирует тяжёлые многолетние ледовые переемычки. Не теряет хода даже при сжатии.

Первые караваны атомоход "Арктика" провёл через Карское море на Дудинку, преодолев ледовую переемычку в Енисейском заливе за 6 часов. У обычных ледоколов это занимало 2 - 3 суток. Летом 1975 г. вместе с дизель-электрическим ледоколом "Адмирал Макаров" (мощностью около 40 000 л.с.) атомоход "Арктика" прошёл в Восточный сектор Арктики, где сложились очень сложные для плавания ледовые условия, за 6,5 суток. Расстояние 1700 миль было пройдено со средней скоростью 11 узлов. При этом "Адмирал Макаров" иногда застревал во льдах, и его приходилось окальвать. В августе 1977 г. впервые в мировой практике ледового плавания своим ходом судно достигло географического полюса Земли. Это был атомоход "Арктика", каждую тонну массы судна везли 3,2 л.с.

В 1977 г. вступил в строй однотипный атомоход "Сибирь". На "подходе" был атомоход "Россия". Так незаметно "подкатил" 25-летний юбилей атомохода "Ленин". По этому случаю приезжал на торжество А.П. Александров, его доклад на торжественном заседании был заслушан с огромным вниманием. На вопрос: "Нужна ли атомная энергетика в Арктике?", дан исчерпывающий ответ: "Да, нужна! Будущее за атомоходами".

Но мой рассказ о ледоколах будет не полным, если не упомянуть ещё один тип ледокола - ледорез. Прямо скажем, что эта ледокольная схема в Арктике не прижилась. И было построено только одно судно, наименование которого менялось не один раз. Начнём по порядку, вначале он назывался "Эль Грей" и имел паровую поршневую машину мощностью 7000 л.с., а вот его имена: "Канала"; "III Интернационал"; и, наконец, "Ф. Литке"; в 1929 г. судно было награждено Орденом Трудового Красного Знамени. В 1934 г. ледорез "Ф. Литке" первым в Мире совершив сквозное плавание по СМП с востока на запад за одну навигацию, 20 сентября благополучно

Ледорез "Эрл Грей", будущий "Ф. Литке". Раскрашенная фотооткрытка





Ледорез "Фёдор Литке"
Архангельск, 1936 г.

прибыл в Мурманск. Но по сравнению с линейными ледоколами его успехи были не столь значительны, поэтому, судно использовалось в качестве экспедиционного, им был выполнен большой объём научных исследований.

Однако вернёмся к первой арктической навигации атомохода "Ленин". Двухметровый лёд он взламывал легко, но канал за ледоколом заполнялся большими льдинами, которые своими корпусами не могли раздвигать обычные транспортные суда, шедшие сразу за ледоколом. Поэтому за ним шёл другой, вспомогательный ледокол, и только потом шли транспортные суда. Необходимость во вспомогательных ледоколах велика, т.к. есть на трассе СМП много мест, где мелководье не позволяет плавать атомоходам, а в некоторых арктических морях они не нужны вообще. Например, на Балтике в зимнее время могут работать и обычные ледоколы, а на акваториях морских портов атомоходу работать будет более чем сложно.



Ледокол "Сибирь"

К вспомогательным, обычно относят и портовые ледоколы. Одним словом, это многочисленный класс судов различной мощности ЭУ. Строились они издавна, но наиболее удачными следует считать ледоколы послевоенной постройки. Особенно серию ледоколов типа "Капитан Белоусов" финской постройки, хорошо себя зарекомендовавших на Балтике. Судно названо в честь капитана ледокола "И. Сталин", уже упоминавшегося в нашей статье. Эти суда приступили к проводкам транспортов в 1954 г.; их водоизмещение 5360 т; длина наибольшая 83,16 м; ширина 19,4 м; осадка 7 м, как видим, ледоколы мелкосидящие. Дизель-электрическая ЭУ могла развивать мощность в 10 500 л.с. и через приводы работала на 4 гребных электродвигателя, вращавшие 4 гребных винта - 2 кормовых и 2 носовых. Эти ледоколы прекрасно работали в битом льду, шуге, но для Арктики оказались слабоваты, на лёд вылезали хорошо, мощности ЭУ было достаточно, но проламывать лёд массой своего корпуса?.. Здесь они значительно уступали "дедушке "Ермаку".

В 1977 г. им на смену пришли новые мелкосидящие ледоколы с дизель-электрической ЭУ типа "Капитан Сорокин" мощностью 24 840 л.с., построенные по классической схеме - с тремя кормовыми гребными винтами. Их водоизмещение 14 716 т; наибольшая длина 129,38 м; ширина 26,64 м; максимальная осадка 8,5 м. Опыт работы ледокола в устьях сибирских рек показал, что он может проводить транспорта во льдах непрерывным ходом со средней скоростью 10 узлов.

С 1982 г. в Советский Союз начала поступать новая серия вспомогательных ледоколов типа "Мудьюг", мощность их ЭУ 12 380 л.с., суда двухвинтовые, греб-

ные винты - кормовые, регулируемого шага (ВРШ). Эти ледоколы предназначены для обслуживания транспортов в портах, на подходах к портам в замерзающих неарктических морях, выполнения спасательных операций в ледовых условиях и морской буксировки при морозах до -40 °С. Длина наибольшая 92,0 м; ширина 20,05 м; осадка 6,0 м. Строились финскими корабелями.

Как видим, класс мелкосидящих ледоколов в связи с производственной необходимостью продолжал развиваться. Предполагается постройка судов этого класса с атомными ЭУ.

На транспортных коммуникациях Северного морского пути



Ледокол "Капитан Белоусов"

Как видим, класс мелкосидящих ледоколов в связи с производственной необходимостью продолжал развиваться. Предполагается постройка судов этого класса с атомными ЭУ.

На транспортных коммуникациях Северного морского пути

Интенсивное освоение советским народом северных районов страны вызвало значительное увеличение грузооборота. Возникла необходимость развивать линейное судоходство - наиболее рациональная форма эксплуатации транспортного флота. Для решения поставленных задач возникла необходимость создания транспортных судов ледового класса. Нельзя сказать, что в дореволюционной России этому вопросу не уделялось внимание. С 1908 до 1912 гг. было построено несколько пароходов для плавания в ледовых условиях, носивших названия: "Таймыр"; "Вайгач"; "Г. Седов"; "В. Русанов"; "Садко" и др. Но линейное судоходство и условия Арктики предъявляют к судам совершенно чёткие требования. Их эксплуатационные характеристики должны строго соответствовать району плавания, иначе судно вместо прибыли будет приносить убытки.



В.А. Шитарёв у своего парохода "Воркута"



Пароход ледового плавания "Таймыр"

Уже в 30-х годах XX века морским специалистам стало ясно, что обычные транспортные суда для плавания в Арктике непригодны даже тогда, когда их проводка обеспечивается мощным линейным ледоколом. Либо не выдерживал корпус, либо не хватало мощности судовой ЭУ, чтобы идти в канале за ледоколом. К тому времени был накоплен достаточный опыт ледовых проводок, наметилась номенклатура. Поэтому вместе с ледоколами сталинской серии была начата постройка линейных судов ледового плавания "Севморпуть - 1" и "Севморпуть - 2" водоизмещением 6500 т и мощностью паровых поршневых машин по 2500 л.с. Они имели толщину пояса ледовой обшивки 32...35 мм и по конструкции относились к типу грузопассажирских. Первый был спущен на воду с именем на борту "Дежнёв"; на борту второго было "С.А. Леваневский". Проект оказался вполне удачным, впоследствии эти суда прошли модернизацию и успешно работали на трассе СМП, например, "Дежнёв" с 1937 по 1969 гг.



Пароход "Дежнёв" - он же "СКР-19" во время Второй мировой войны

Дальнейшая постройка и совершенствование этой серии были прерваны начавшейся Великой Отечественной войной. Надо сказать, что п.х. "Дежнёв" и п.х. "С.А. Леваневский" были первыми в Мире специализированными судами, предназначенными для плавания непрерывным ходом во льдах за самым мощным, по тем временам, линейным ледоколом, они отвечали, практически, всем требованиям арктического линейного судоходства. Война прервала постройку этих судов, но не остановила конструкторскую мысль. СМП напряжённо функционировал всю войну под руководством знаменитого полярика Д.И. Папанина. Накапливался и опыт ледовых проводок, на основании которого были разработаны впоследствии задания на новые проекты ледоколов и транспортов для СМП.

Послевоенный период ознаменовался бурным развитием советского морского флота, не были забыты и потребности СМП, в связи с открытием новых месторождения полезных ископаемых, увеличились темпы освоения северных районов. Значительно расширился ассортимент перевозимых грузов, сформировались новые судоходные линии, старые - стали более оживлёнными. С каждым годом Арктика становилась более многолюдной. В июле 1953 г. со стапелей голландской верфи "Де Схальде" сходит первенец новой арктической

серии судов, построенный по советскому проекту, дизель-электроход "Лена". Полная грузоподъёмность судна 7560 т; длина наибольшая 130,19 м; ширина 18,5 м; (меньше, чем у ледоколов типа "Капитан Белюсов"); осадка 8,15 м (мелкосидящее судно); мощность ЭУ 8200 л.с. (может идти непрерывным ходом во льдах за современным линейным ледоколом).

Практика подтвердила высокие эксплуатационные качества дизель-электрохода. В первую же арктическую навигацию осуществлен рекордный девятисуточный рейс Архангельск - Тикси. Приняв груз, судно следует на Певек и бухту Проведения. С новой партией груза "Лена" 30 октября 1954 г. вернулось в Архангельск, совершив первый в истории СМП двойной сквозной рейс за одну навигацию. В 1955 г. новый рекорд, трансатлантический рейс по маршруту Архангельск - Владивосток - Мурманск - Лондон. Во льдах метровой толщины суда этой серии не пользовались услугами ледоколов. В январе 1958 г. жители Архангельска с восторгом наблюдали как большое красивое судно шло по скованной льдом Северной Двине легко и уверенно - это был дизель-электроход "Индиگیرка", прибывший с грузом шлицбергенского угля.

Серия новых судов типа "ГЭС" ("Рионгэс", "Куйбышевгэс" и др.) 1957 г. оказалась не столь удачной. Но зато модернизация судов типа "Лена" дала жизнь новой серии типа - "Амгуема", грузоподъёмностью 9350 т. За 1962 - 1975 гг. было построено 14 единиц. О том, что серия оказалась удачной убедительно свидетельствует успешно выполненный в 1978 г. под проводкой атомохода "Сибирь" экспериментальный высокоширотный рейс из Мурманска во Владивосток дизельэлектрохода "Капитан Мышевский". В том же году на трассы СМП вышли рудовозы типа "Дмитрий Донской". Через три года ГДР начала постройку серии судов типа "Михаил Стрелковский" на судовой верфи "Варнемюнде". Эти суда были спроектированы на базе проекта типа "Дмитрий Донской", значительно превосходили прототип по ряду показателей, так как оказались лучше приспособлены для трассы СМП.

Обводы корпуса "Михаила Стрелковского" ледокольного типа, водоизмещение 25 000 т, судно было приспособлено для перевозки навалочных грузов и контейнеров, имело ЭУ мощностью 11 200 л.с., что позволяло уверенно работать с дизель-электрическими линейными ледоколами. Суда были оснащены мощными грузовыми кранами, которые могли работать в спаренном варианте и управляться одним крановщиком. Таким образом, судно могло выполнять погрузку и выгрузку контейнеров самостоятельно. Для навалочных грузов каждый кран оснащался грейфером. Судно могло брать на борт 442 двадцатифутовых или 219 сорокафутовых контейнеров.

Будучи в командировке в Мурманске, я встречался с моряками ММП, плававшими на атомоходах второго поколения и задавал им вопрос - с какими транспортными судами им удобней работать? И получал неизменный ответ - с "морковками". Так моряки "окрестили", с прису-



"Индиگیرка"

Ледокольное судно "Охотск"





Лесовоз Севморпути "Камчадал"



Серийный ледокол "Ленинград" (типа "Москва")



Лесовоз Севморпути



Вспомогательный транспорт "Нижнеянский" для работы с атомоходами



Ледокол "Красин" сегодня - музей

щим им юмором, новую серию судов ледового плавания построенных по советскому проекту, типа "Норильск" на финских верфях "Вяртсиля" и "Валмет". Далее мне пояснили - "в канале за линейным ледоколом не застревают, скорость движения в караване и дистанцию между судами, строго выдерживают, у нас с ними никаких забот". Ну а поводом для шуток была видимая на льду издалека (и даже сквозь выюгу) яркая оранжевая окраска корпусов - в общем морковка да и только... К 1984 г. их построили 13 единиц.

Это многоцелевые суда с двойными бортами максимальной грузоподъемностью 19 800 т и мощностью ЭУ 21 000 л.с., что позволяет им в метровом льду плавать не пользуясь услугами ледокола. Этот вывод подтвержден навигацией 1982 г., когда в Западном секторе Арктики сложилась благоприятная ледовая обстановка. Суда оснащены мощными грузовыми кранами и кормовой рампой с правого борта для погрузки своим ходом колёсной техники. Они также могут перевозить контейнеры, длиннономерные, пакетированные, тяжеловесные, генеральные грузы, нефтепродукты в таре и т.д. Спикок можно было бы про-

должить. Для выгрузки на необорудованный берег суда снабжены платформой на воздушной подушке грузоподъемностью 40 т.

В 1983 году арктический флот пополнился принципиально новым типом судов. В строй вступил лихтеровоз "Алексей Косыгин" с мощной ЭУ в 33 600 л.с. и грузоподъемностью 39 900 т. Судно может взять на борт 82 лихтера стандартного водоизмещения или 1480 контейнеров. На освобожденном стапеле было заложено очередное судно этой серии "Шараф Рашидов". Особенность этих судов в том, что с помощью сво-

его грузового устройства оно может спускать лихтера на воду, а портовые буксиры доставят их под разгрузку в самые различные места и портопункты. Таким образом, лихтеровоз для грузовых операций не потребует причальная линия, что особенно ценно для Арктических мест погрузки и выгрузки. Судно имеет ледокольные образования корпуса длиной 262,8 м и шириной 32,3 м. Не остался в стороне и "мирный атом", уже построен лихтеровоз с атомной ЭУ мощностью в 40 000 л.с.. "СЕВМОРПУТЬ".

Что ждёт арктический флот в будущем? Загадывать не буду. Хотя в дореформенный период всё для успешной работы в Арктике были вполне приемлемые условия. На просторы арктических морей вышли современные ледоколы и транспортные суда. Навигация в Западном секторе Арктики стала круглогодичной, значительно возросли сроки навигации в Восточном секторе. Во многом этого удалось добиться благодаря подбора правильного соотношения в извечном тандеме ледокол - транспорт. Сегодня нет препятствий в вопросе строительства атомохода мощностью 150 000 л.с. Но смогут ли современные суда идти не застревая в проложенном им канале? В общем... Вопросы, вопросы, вопросы, требующие глубоких научных исследований.



Вытащить флот из разрухи сейчас, как мне кажется... не способен никто. Куриных мозгов современных менеджеров явно недостаточно. Снова Вечные вопросы: "Что делать?" и "Кто виноват?" приобрели свою актуальность. Для начала хотя бы восстановили Министерство морского флота. В одном я абсолютно уверен: Морским флотом должны руководить инженерные кадры самой высокой квалификации. БУХГАЛТЕРЫ ДОЛЖНЫ СЧИТАТЬ. А не руководить процессом. Как в известной пьесе Шварца: тень должна знать своё место. Экономика должна быть эффективной, а не экономной. В мировом торговом флоте во всём мире лучшим менеджером всегда был, есть и будет капитан торгового судна. Так считают морские специалисты во всём цивилизованном мире.

А что об этом думают в странах непуганых дураков, нам с вами знать совершенно не интересно.

Научно-технический журнал

Двигатель

<http://www.dvigately.ru>

dvigatell@yandex.ru

boeff@ciam.ru

+7(495) 362 3925

Журнал о двигателях

Журнал о тех, кто создаёт двигатели

Журнал для тех, кто эксплуатирует двигатели

Журнал всем, для кого работают двигатели

111116, Российская федерация, Москва, Авиамоторная, д. 2

Издание состоит в общероссийском каталоге ВАК 2012 г. под № 747 среди журналов, рекомендованных для опубликования материалов исследований, выполненных на соискание степени кандидата и доктора наук.

В год выходит 6 номеров

Подписка в редакции:

Без ограничений.

На 2014 год - 2880 рублей с почтовыми расходами.

Подписка в каталогах:

Подписное агентство

"МК-периодика" -

<http://www.periodicals.ru/>

Индекс 10927;

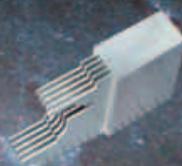
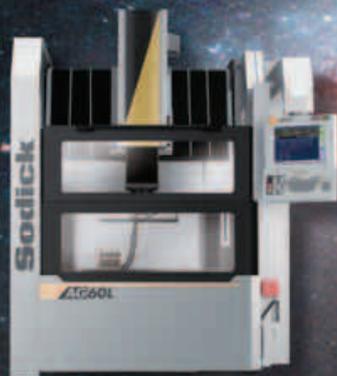
Подписное агентство

"Урал-Пресс" -

<http://www.ural-press.ru/>



Sodick



32000 линейных электроискровых станков в эксплуатации

(500 в России, Украине и др. странах б/СССР; на 12.2012 г.)

Единственный в мире изготовитель электроискровых (электроэрозионных) станков с проверенными временем плоскопараллельными линейными двигателями (ЛД).

Производство электроискровых линейных станков (станков с ЛД) с 1998 г.

Все линейные станки Sodick, включая самые первые 1998-1999 гг., по настоящий момент сохраняют неизменную точность позиционирования!

Испытанные пятнадцатью годами эксплуатации плоскопараллельные ЛД, разработанные для ЭИ станков, и ЭИ станки, сконструированные специально под плоскопараллельные ЛД. Собственная разработка, опытно-конструкторские работы, а также производство ЛД, Nd-Fe-B магнитов и систем управления для ЛД. Собственные системы компьютерных ЧПУ, ПО и CAD/CAM.



Точность позиционирования:

гарантия **10** лет

Впервые в отрасли!

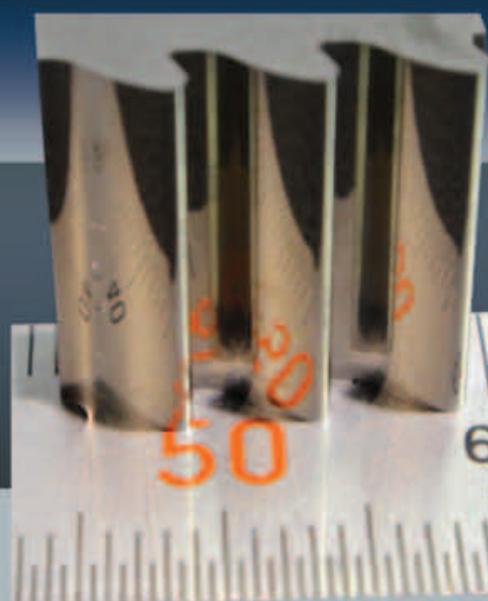
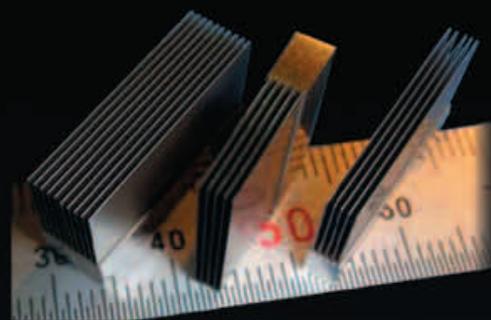
60 лет опыта производства ЭИ станков!

НАНОШЕРОХОВАТОСТЬ

Шероховатость $Ra=0,006$ мкм
($Rz=50$ нано = 14-й класс!)
на серийном линейном
вырезном станке в масле!

Sodick

www.sodick.ru



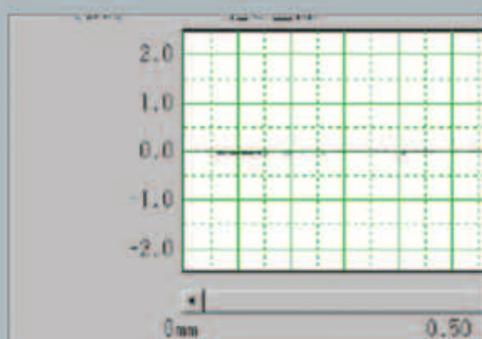
AP250L

Рекордное зеркальное выхаживание
до уровня $Rz=50$ нанометров;

Сверхточная вырезка твердых сплавов
без выпадения кобальта;

Прецизионная вырезка тонкой проволокой
высоких пуансонов.

ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ В МАСЛЕ =
= ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ В ВОДЕ



パラメータ名	値	単位
Ra	0.0061	μm
Ra(1)	0.0072	μm
Ra(2)	0.0086	μm
Ra(3)	0.0082	μm
Ra(4)	0.0060	μm
Ra(5)	0.0043	μm
Rz	0.0578	μm
Rz(1)	0.0600	μm
Rz(2)	0.0440	μm

Рекорд отрасли!

Измерение размеров

Вес от 1,7 кг !

"Вечная" LED лампа

Диаметр от 3,9 мм

Длина до 9,6 м



**Видеоэндоскопы EVEREST XLG3 и XLG0+ (GE IT, США)
для технической диагностики на производстве**

Подробности на сайте WWW.XLGO.RU

Контакт: (495) 600-36-42, 970-97-19