

# Двигатель

Научно-технический журнал № 2 (122 + 244) 2019



**Автожир - летательный аппарат  
на перспективу СТР 28**



2007 2005 2004



Научно-техническое издание по освещению проблем в промышленности

2016



Памятная медаль к 100-летию Г.М. Бериева

2010



Медаль АМКОС "Преодоление"



## Редакционный совет

**Агульник А.Б., д.т.н.,** заведующий кафедрой "Теория воздушно-реактивных двигателей" МАИ  
**Бабкин В.И., к.т.н.,** первый зам. ген. директора 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  
**Гейкин В.А., д.т.н.,** заместитель генерального директора - руководитель приоритетного технологического направления "Технологии двигателестроения" АО "ОДК", директор филиала НИИД АО "НПЦ газотурбостроения "Салют"  
**Дмитриев В.Г., член-корр. РАН,** главный научный сотрудник ГНЦ "ЦАГИ"  
**Драгунов В.К., д.т.н.,** проректор по научной работе НИУ "МЭИ"  
**Жердев А.А., д.т.н.,** Декан факультета "Энергомашиностроение", руководитель Научно-учебного комплекса МГТУ им. Н.Э. Баумана  
**Зрелов В.А., д.т.н.,** профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей ЛА СГАУ им. С.П. Королёва  
**Иноземцев А.А., д.т.н.,** ген. конструктор ОАО "Авиадвигатель"  
**Каторгин Б.И., академик РАН**  
**Кравченко И.Ф., д.т.н.,** ген. конструктор ГП "ИВЧЕНКО-ПРОГРЕСС"  
**Кутенев В.Ф., д.т.н.,** зам. ген. директора ГНЦ "НАМИ" по научной работе  
**Ланшин А.И., д.т.н.,** научный руководитель - заместитель Генерального директора ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"  
**Марчуков Е.Ю., д.т.н.,** генеральный конструктор - директор ОКБ им. А. Люлька  
**Пустовгаров Ю.Л.,** генеральный директор ПАО «Казанский вертолетный завод»  
**Равикович Ю.А., д.т.н.,** проректор по научной работе МАИ  
**Рачук В.С., д.т.н.,** председатель НТС АО "НПО Энергомаш"  
**Рогалёв Н. Д., д.т.н.,** ректор НИУ "МЭИ"  
**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"  
**Смирнов И.А., к.т.н.,** ген. конструктор КБХМ - филиала ФГУП "ГКНПЦ им. М.В. Хруничева"  
**Соколов В.П., д.т.н.,** Директор Российского учебно-научно-инновационного комплекса авиакосмической промышленности  
**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"

## РЕДАКЦИЯ

Главный редактор

Александр Иванович Бажанов  
академик Международной инженерной академии

Заместитель главного редактора

Дмитрий Александрович Боев

Ответственный секретарь

Александр Николаевич Медведь, к.т.н.

Финансовый директор

Юлия Валерьевна Дамбис

Редакторы:

Александр Григорьевич Лиознов,

Андрей Иванович Касьян, к.т.н.

Юрий Романович Сергей, к.т.н.

Литературный редактор

Эрнст Галсанович Намсараев

Художественные редакторы:

Александр Николаевич Медведь

Владимир Николаевич Романов

Техническая поддержка

Ольга Владимировна Шаронова, к.пед.н.

В номере использованы фотографии, эскизы и рисунки:

А.И. Бажанова, Д.А. Боева, А.В. Ефимова, А.Н. Медведя, И.М. Ивановой, В.Н. Романова и др.

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111250, Россия, Москва,

ул. Красноказарменная, 14.

Тел./факс: +7(495) 362-7891

dvigatell@yandex.ru

boeff@yandex.ru

aib50@yandex.ru

www.dvigately.ru

Электронная версия журнала (2006-2019 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, механике, машиностроению и машиноведению, энергетическому, металлургическому, транспортному, химическому, горному и строительному машиностроению, авиационной и ракетно-космической технике в числе журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертации на соискание ученой степени доктора и кандидата наук. Индекс 1400 в общероссийском Перечне 2015 г.

Научно-технический журнал "Двигатель" ©

зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Рег. № 018414 от 11.01.1999 г.

21-й (112-й) год издания.

Отпечатано

ООО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.

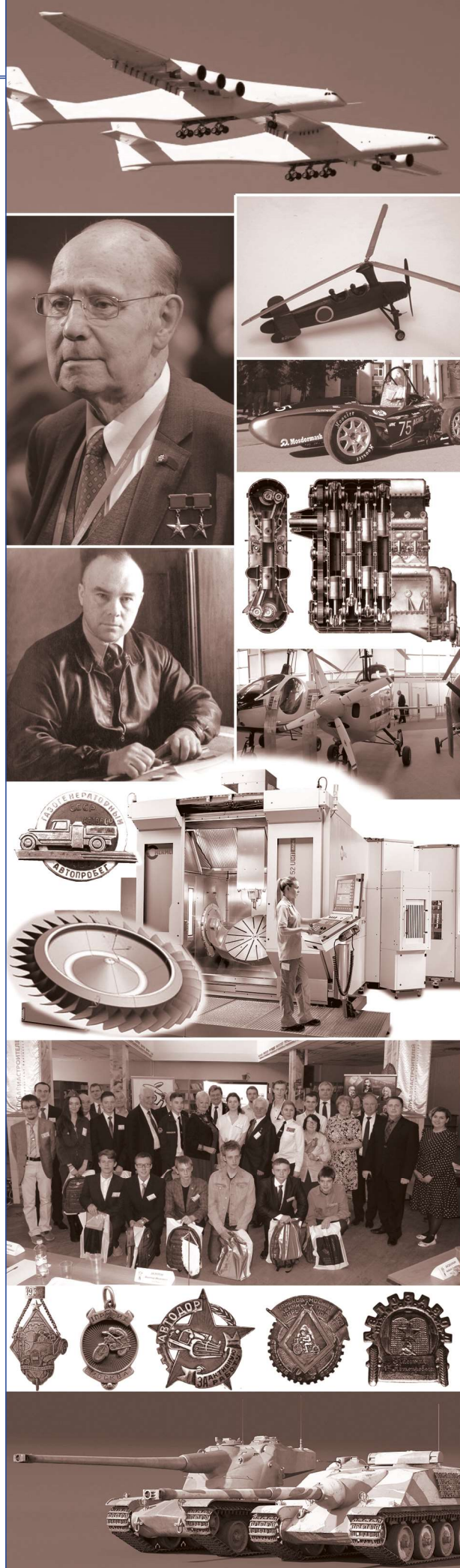
Тираж 3 000 экз.

Периодичность: 6 выпусков в год.

Цена свободная.

# СОДЕРЖАНИЕ

- 2 Опыт исследований и перспективы применения системы диагностики разрядных процессов в свечах зажигания при запусках авиадвигателей**  
Н.С. Кюрегян, Д.А. Голенцов, В.С. Фланден
- 8 К некоторым вопросам математического моделирования работы жидкостных ракетных двигателей**  
Р.Р. Сафуанов, А.В. Хороших, А.Ф. Сальников
- 12 Турбулентность. Постановка и определение акустических параметров задачи о ВЧ-устойчивости**  
Ю.М. Кочетков
- 14 Первый полёт нового самолёта-гиганта**
- 15 Памяти Феликса Самуиловича Завелевича**
- 16 Обоснование минимальной рентабельности производства газотурбинного двигателя**  
И.И. Ицкович, О.В. Камакина
- 18 Оптимизация конструкции системы питания ДВС электростанции с искровым зажиганием для эксплуатации на смесевом топливе**  
Ю.А. Плотникова, А.В. Палицын, А.С. Зубакин, Х.А. Имомкулов, А.Н. Коротков
- 22 Форсирование двигателя болида формулы "Студент" МАДИ**  
П.В. Душкин, М.М. Анасов, И.Д. Гумбин, С.М. Кузнецов, Н.В. Великий
- 25 Обработка моноколеса авиационного двигателя на 5-осевом обрабатывающем центре С 52 U MT dynamic компании Hermle**
- 26 Простой прибор для проверки бензина**  
А.Ю. Шабанов, Ю.В. Казариники
- 28 История авиации в моделях. Автожир**  
В.Г. Иванов
- 30 XVI олимпиада по истории авиации и воздухоплавания**  
А.И. Бажанов
- 33 Генрих Васильевич Новожилов**
- 34 Главный конструктор ракетной техники Н.Н. Поликарпов**  
В.П. Иванов
- 38 Значки пробегов автомобилей и мотоциклов по СССР в первой половине XX века**  
А.В. Барановский
- 40 Танки от и до**  
О.Н. Брилёв



# ОПЫТ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ СИСТЕМЫ ДИАГНОСТИКИ РАЗРЯДНЫХ ПРОЦЕССОВ В СВЕЧАХ ЗАЖИГАНИЯ ПРИ ЗАПУСКАХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

НИЦ институт имени Н.Е. Жуковского, ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"  
**Никита Сергеевич Кюрегян**, начальник группы,  
**Дмитрий Анатольевич Голенцов**, к.ф.-м.н., начальник сектора,  
**Вячеслав Сергеевич Фланден**, м.н.с.

**В статье описаны технические характеристики разработанной экспериментальной системы оперативной диагностики разрядов на свечах зажигания авиационных ГТД. Приведены результаты исследований по измерению основных параметров разрядных импульсов при запусках некоторых двигателей в различных условиях и режимах на испытательных стендах. Представлены рекомендации по оптимизации разработок систем зажигания и внедрению системы диагностики в промышленность.**  
*The article describes the technical characteristics of the developed experimental system of diagnostics of discharges on the spark plugs of aviation engines. The results of studies on the measurement of the main parameters of the discharge pulses at the start of some engines in different conditions and regimes are given. The recommendations on optimization of development of ignition systems are presented.*

**Ключевые слова:** система зажигания, разрядный импульс, параметры разряда  
**Keywords:** the ignition system, the discharge pulse, the discharge parameters

Актуальность исследований по оперативной диагностике процессов в электрических разрядах на свечах зажигания авиадвигателей вызвана, прежде всего, необходимостью оптимизации разработок систем зажигания (СЗ) и обеспечения надежного и эффективного воспламенения горючей смеси в камерах сгорания (КС) при запусках этих двигателей.

## Определяющие параметры разрядов

Речь идет в данном случае о колебательных и апериодических разрядах в емкостных системах зажигания, как наиболее распространенных в настоящее время. Основными параметрами таких разрядов, или точнее - разрядных импульсов, являются величины текущих значений тока  $i$  и напряжения  $u$  в них, а также их длительность  $\tau$ . Эти параметры принципиально могут быть измерены и зарегистрированы в форме осциллограмм [1]. Такие параметры условно можно назвать первичными, на их базе могут быть определены или вычислены вторичные параметры (показатели, критерии), такие как:

$I_m, U_m$  - наибольшие амплитуды тока и напряжения разрядных импульсов;

$\tau_{0.5}, \tau_{nc}$  - длительности полупериода колебаний и подготовительной стадии разряда;

$q = \int i u dt$  - текущее значение энергии, выделяемой в разрядном импульсе на свече;

$Q = \int_0^{\tau} i u dt$  - вся энергия, выделенная на свече по окончании разрядного импульса;

$Z = \int_0^{\tau} i dt$  - величина электрического заряда, израсходованного в разрядном импульсе;

$I = \sqrt{\frac{1}{\tau} \int_0^{\tau} i^2 dt}$  - действующее значение тока в разрядном импульсе; и ряд других.

Сами разряды выполняют роль воспламеняющего агента в КС, а первичные и вторичные параметры определяют интенсивность и временной режим их энергетического воздействия на горючую смесь и, следовательно - воспламеняющую способность этих разрядов и функциональную эффективность СЗ. В силу сказанного, назовем эти параметры "определяющими параметрами разрядов" (ОПР), одновременно вкладывая в них же смысл определяющих параметров СЗ в целом.

Следует сказать, что вплоть до настоящего времени в промышленности отсутствует практический опыт исследований по оперативной диагностике этих определяющих параметров. Они никак не применяются и не регламентируются на этапах закладки новых КС и СЗ, в ходе их отлаточных испытаний и совместно с двигателями на предмет обеспечения необходимых пусковых характеристик или контрольного мониторинга процесса запуска. Это обстоятельство связано, в первую очередь, с отсутствием разработанной штатной аппаратуры диагностики таких параметров, а также с отсутствием необходимой нормативно-правовой базы, устанавливающей и регламентирующей порядок осуществления такой диагностики на различных этапах разработки и испытаний СЗ, КС, двигателей.

## Система диагностики разрядов

В последние годы были проведены работы [1-3], направленные на создание предпосылок для решения данной проблемы. Основной целью и содержанием данных работ были разработка экспериментальной системы диагностики разрядов (СДР), как прототипа штатной системы диагностики и ее практическая апробация. В частности, исследования заключались в:

- накоплении опыта работы с СДР по измерениям ОПР в стендовых условиях при испытаниях по запуску КС, двигателей;

- выявлении объективных связей и корреляций измеряемых ОПР с режимами запусков, состоянием рабочей среды в зоне свечи в КС, нормальным или аномальным режимом работы агрегата и свечи зажигания;

- создании методологии выбора оптимальных ОПР в разработках новых КС и СЗ для них;

- оценке сфер предполагаемого применения СДР и рекомендациях по созданию нормативно-правовой базы, необходимой для внедрения СДР в практику.

Схема разработанной экспериментальной СДР представлена на рисунке 1.

Структурно СДР состоит из измерительного модуля ИМ, включающего в себя датчик тока ДТ и датчик напряжения ДН, собранные на измерительном адаптере Ад; из линии передачи сигналов ЛПС тока  $i$  и напряжения  $u$ ; из системы сбора и обработки данных ССОД на базе аналого-цифрового преобразователя АЦП и персонального компьютера ПК. Измерительный модуль подключается к разрядному контуру системы зажигания между агрегатом зажигания АЗ и свечой зажигания Св. На рисунке 2 изображены измерительный модуль с датчиками, согласующие приставки и два кабеля линии передачи сигналов.

Выходной информацией СДР являются перечисленные выше ОПР. На рисунке 3 (вверху) в качестве примера показаны полученные осциллограммы тока и напряжения одного из разрядных импульсов, а также график (внизу) выделяемой в нем энергии на свече.

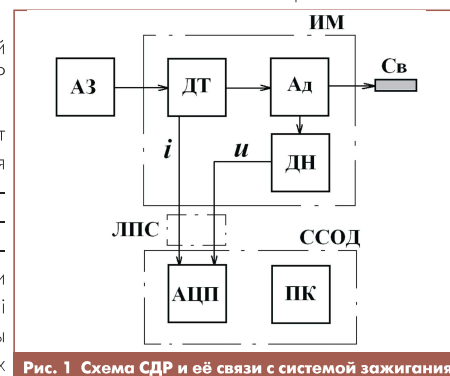


Рис. 1 Схема СДР и её связи с системой зажигания



Рис. 2 Элементы измерительных каналов СДР

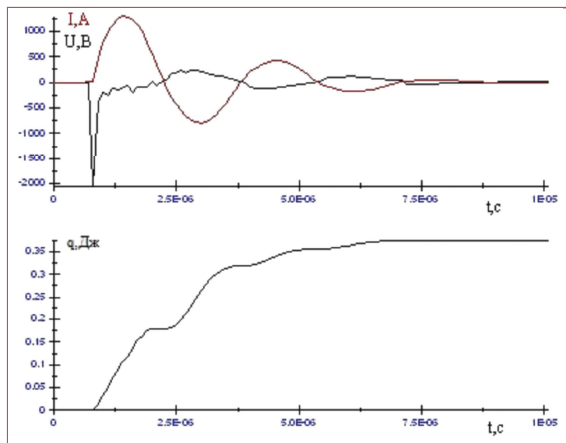


Рис. 3 Графики изменения  $i$ ,  $u$ ,  $q$  в разрядном импульсе на свече зажигания

- очень большая скважность их следования в серии - до нескольких тысяч;
- большое количество импульсов в серии, подлежащих регистрации в процессе цикла запуска КС, двигателя - до нескольких сотен.

Эти факторы обуславливают определенную подверженность измерительных каналов СДР, включая протяженные ЛПС, искажающим влияниям всевозможных наводок в силу наличия различных паразитных емкостей и взаимных индуктивностей в условиях монтажа системы на испытательных стендах. Кроме того, возникают определенные препятствия, связанные с необходимостью переработки большого объема информации с большой частотой дискретизации. Поэтому среди задач, решавшихся в ходе создания СДР, которые оказались наиболее проблематичными, следует, прежде всего, назвать две из них:

- обеспечение максимальной точности отображения регистрируемых импульсов с минимальными искажениями уровней и формы в процессе их преобразований и передачи в измерительных каналах;
- обеспечение последовательной регистрации без пропусков каждого из разрядных импульсов в их полной серии, имеющей место в циклах запуска КС, двигателя.

Первая задача решалась тщательной параметрической обработкой элементов измерительных каналов, применения в них реактивных компенсаторов и согласующих приставок, а также обработкой схемы точек заземления этих элементов в условиях монтажа на стенде. Вторая задача была решена за счет создания алгоритмов сбора и обработки данных, обеспечивших рациональное использование памяти АЦП. Они реализуют выделение ограниченных временных интервалов, содержащих разрядные импульсы, по срабатыванию триггера, регистрацию этих импульсов и идентификацию временных координат их начала.

Созданный в итоге экспериментальный образец СДР позволяет диагностировать на свечах колебательные и аperiodические разрядные импульсы, происходящие от емкостных агрегатов зажигания с накопленной энергией от 0,5 до 20 Дж. Измерения обеспечиваются в границах амплитуд тока импульсов до 3 кА, амплитуд напряжения до 3 кВ, длительностей импульсов от 5 до 300 мкс, частот их следования от 0,5 до 50 Гц - то есть практически во всем диапазоне возможных режимов работы ныне существующих типов СЗ. При этом обеспечивается регистрация каждого импульса в их последовательной серии количеством не менее 300, частота дискретизации измерений составляет 10 МГц. Погрешность измерений по предварительным оценкам не превышает 5 %, что на настоящий момент представляется вполне приемлемым и допустимым. Эти технические характеристики СДР определены и подтверждены в результате разнообразных исследований по диагностике разрядов на свечах, работавших как автономно в лабораторных условиях вне КС, так и в составе реальных КС при их запусках в условиях камерных и двигательных испытательных стендов.

### Исследования по диагностике разрядов при запусках авиадвигателей

Один из циклов таких исследований был осуществлен при запусках в нормальных условиях самолетного двигателя на стенде ЦИАМ. На этом двигателе предусмотрен ступенчатый розжиг КС от полупроводниковой свечи зажигания, установленной в её пусковом воспламенителе. На рисунке 4 показано присоединение измерительного модуля с датчиками тока и напряже-

ния к свече на этом двигателе. Характерными особенностями рассматриваемых разрядных импульсов, заметно затрудняющими их диагностику, являются:

- их малая длительность - от нескольких микросекунд;
- высокая граничная частота их амплитудного спектра - до 2 МГц;

ния к свече на этом двигателе.

Питание свечи производилось от агрегата зажигания с накопленной энергией 1 Дж, генерирующего колебательные разряды. Результаты диагностики разрядов на свече, полученные в одном из штатных запусков этого двигателя, представлены на рисунках 5 и 6.

Здесь в виде семейств графиков зарегистрированы и отображены все импульсы, имевшие место в серии при этом запуске (общее количество - 231).

Анализ осциллограмм показывает, что в значительной части импульсов в этой серии наблюдается явление так называемой "подготовительной стадии" разряда в виде некоторого интервала времени между передними фронтами импульса напряжения и импульса тока. В данном случае длительности этих подготовительных стадий соизмеримы с длительностями всего разряда и находятся в диапазоне до 3,5 мкс. Это известное и свойственное полупроводниковым свечам явление обычно связывают с ухудшением условий электрического пробоя межэлектродного промежутка свечи под воздействием на него жидкой или паробразной фазы топлива.

Получаемые таким образом результаты диагностики дают комплексное представление о величинах ОПР и диапазонах их изменения во всей серии разрядных импульсов в процессе запуска двигателя. В случае, представленном на рисунке 6, энергия  $Q$  изменялась в диапазоне 0,33...0,67 Дж. Программа сбора и обработки данных СДР позволяет представить изменение во времени любого из интересующих ОПР в порядке следования разрядных импульсов в серии, как это показано на рисунке 7 для энергии разрядов  $Q$  и длительности подготовительной стадии  $t_{nc}$ . Анализ графиков показывает, что все 231 зарегистрированных разряда при штатном запуске располагаются равномерно вдоль временной оси на отрезке 20 секунд без каких-либо пропусков со средней частотой 11,3 Гц. При этом наблюдается увеличение уровней энергии разрядов во второй половине их серии примерно после 10-ой секунды; с этого же момента начинает проявляться заметная подготовительная стадия разря-

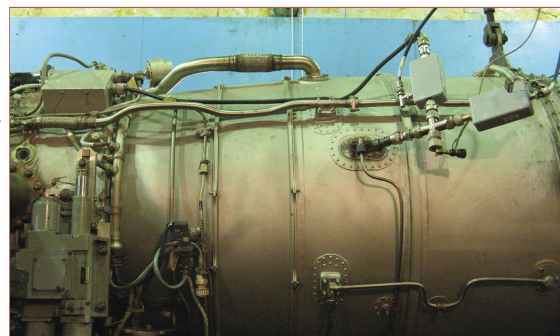


Рис. 4 Монтаж измерительного модуля СДР на двигателе

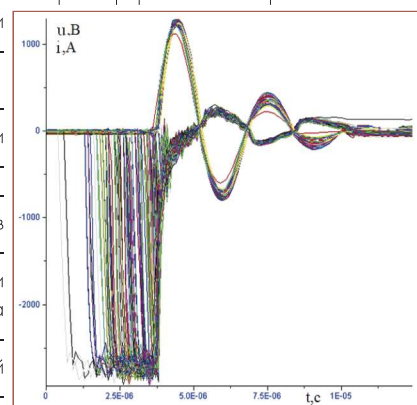


Рис. 5 Наложенные осциллограммы тока и напряжения в серии разрядных импульсов

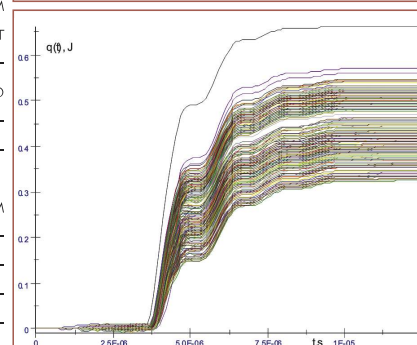


Рис. 6 Наложенные графики текущих значений выделяемых на свече энергий в серии разрядных импульсов

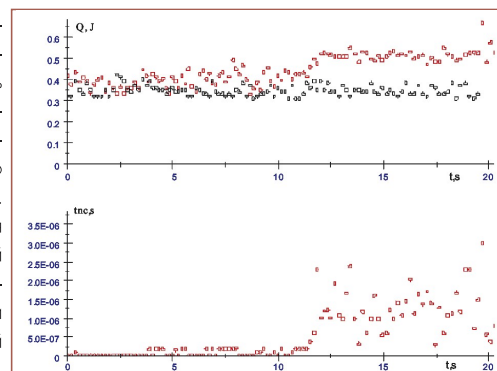


Рис. 7 Изменения выделенной энергии  $Q$  и длительности подготовительной стадии  $t_{nc}$  в серии разрядных импульсов в процессе штатного запуска двигателя (красные точки) и при автономном включении СЗ без подачи топлива (черные точки)

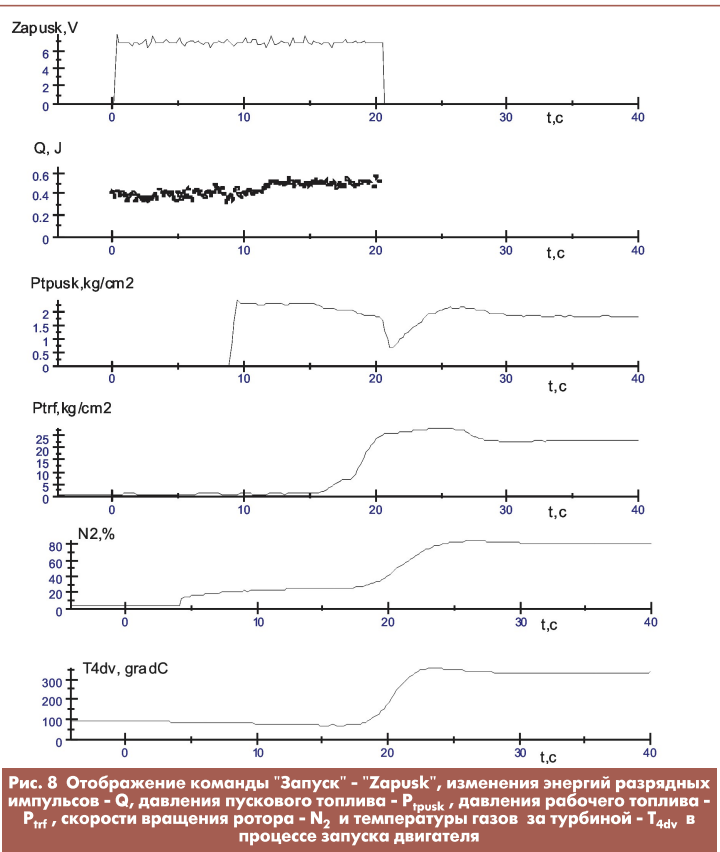


Рис. 8 Отображение команды "Запуск" - "Zapusk", изменения энергий разрядных импульсов - Q, давления пускового топлива - P<sub>tpusk</sub>, давления рабочего топлива - P<sub>trf</sub>, скорости вращения ротора - N<sub>2</sub> и температуры газов за турбиной - T<sub>4dv</sub> в процессе запуска двигателя

дов с некоторой тенденцией роста к концу серии.

С этими графиками на рисунке 7, для сравнения, совмещен также график выделенных в разрядах энергий, который был получен в опыте предварительного автономного включения системы зажигания на холодном двигателе до его запусков. Сравнение показывает, что энергии разрядов при автономном включении зажигания колеблются в определенных пределах на всем протяжении серии около некоторого постоянного уровня, меньшего, чем энергии разрядов при штатном запуске двигателя.

Подобная форма регистрации и развертки ОПР в реальном времени развития процесса запуска позволяет совместить в единой циклограмме любую такую развертку с графиками изменения режимных параметров запуска двигателя, которые обычно записываются штатной АИИС стенда. В результате можно обнаружить объективные взаимосвязи и взаимовлияния режимов разрядов и режимов запуска. На рисунке 8 представлена такая совмещенная циклограмма для рассмотренного запуска двигателя. Из рассмотрения этой циклограммы можно, например, сделать следующие выводы:

- электрические разряды на свече зажигания следовали бесперебойно на протяжении всей команды "запуск";
- фаза заметного увеличения энергии разрядов и появления подготовительной стадии при них совпадает с фазой подачи пускового топлива и его воспламенением;
- длительность задержки воздействия пускового топлива на свечу после его подачи составляет около 2-х секунд;
- разряды на свечах зажигания прекращаются в момент достижения N<sub>2</sub> величины 50%;
- энергии разрядов на свече около 0,4 Дж оказались достаточно для успешного воспламенения топлива и запуска двигателя.

Другой цикл исследований по диагностике разрядов был осуществлен при запусках вертолетного двигателя на стенде при имитации разнообразных высотно-климатических условий - по высоте полета 0...6,5 км, скорости полета 0...350 км/час, полной температуре воздуха на входе в двигатель и температуре топлива +48...-60 °С. В камере сгорания этого двигателя был предусмотрен прямой розжиг топливовоздушной смеси (ТВС) от полупроводниковой свечи, установленной непосредственно в жаровой трубе камеры, при накопленной энергии агрегата зажигания 6 Дж. Целью исследований ставилась оценка влияния условий запуска на ОПР, в том числе, и на нормальное функционирование агрегата зажигания. Из числа вторичных параметров анализировались энергия разряда Q и пробивное напряжение свечи

U<sub>max</sub>, идентифицируемое, как наибольшая амплитуда напряжения в разрядном импульсе.

В качестве примера на рисунках 9 и 10 представлены результаты диагностики разрядов в одном из успешных запусков этого двигателя в условиях аэродрома на высоте 1,5 км при температурах -35 °С.

На графиках отчетливо видно явное увеличение энергии Q от уровня примерно 1,5 Дж, начиная с момента подачи топлива в форсунки, с достижением некоторого максимума 2,5 Дж и последующим некоторым спаданием её в конце серии разрядов до уровня 1,8 Дж несколько выше исходного. Видно, что в целом похожим образом ведет себя и пробивное напряжение U<sub>max</sub>, достигая наибольшего значения 4,8 кВ.

Такое поведение параметров выражается также в виде заметного расщепления осциллограмм разрядных импульсов и значительного разброса первых пиков осциллограмм напряжения. Очевидной версией, объясняющей это поведение, как и в предыдущем описанном цикле исследований, является влияние жидкой или паровой фазы топлива в разрядной полости свечи на увеличение выделяемой энергии разряда и уровня пробивного напряжения.

При этом обращает на себя внимание отличительный факт - отсутствие подготовительных стадий в разрядах, связанный с тем, что в данном агрегате зажигания имеется активатор (вспомогательный высоковольтный импульсный трансформатор), который облегчает условия пробы свечи зажигания.

В ряде других запусков проявлялось некоторое влияние снижения температуры воздуха до -60 °С на энергию разрядов, происходящих до подачи топлива в форсунки. Оно выражалось в тенденции незначительного увеличения этой энергии от 1,35 до 1,6 Дж, что, по-видимому, может быть связано с увеличением плотности воздуха.

В ходе этого же цикла испытаний диагностической системы при запусках были обнаружены случаи нарушения (перебоев) искрообразования на свече по признаку зафиксированных нулевых значений энергии у некоторого количества разрядов. Уровни напряжений этих разрядов оказывались близкими к нулю в силу различного рода шунтирования разрядного промежутка свечи. Один из таких случаев при наземном запуске в нормальных условиях отражен на рисунках 11 и 12.

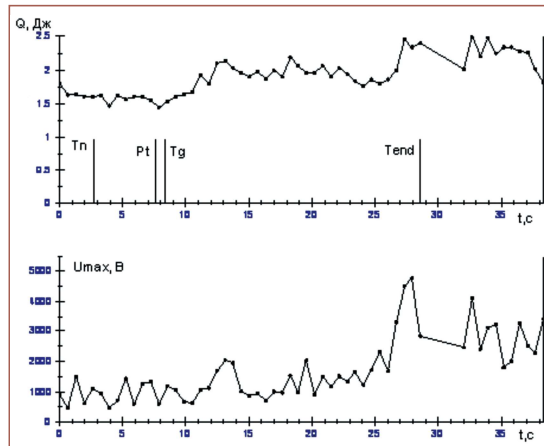


Рис. 9 Изменение энергий разрядов Q и пробивных напряжений U<sub>max</sub> по времени при успешном запуске. T<sub>n</sub> - начало раскрутки ротора, P<sub>t</sub> - начало подачи топлива в форсунки, T<sub>g</sub> - момент воспламенения топлива, T<sub>end</sub> - окончание автоматического включения СЗ и переход на ручное включение

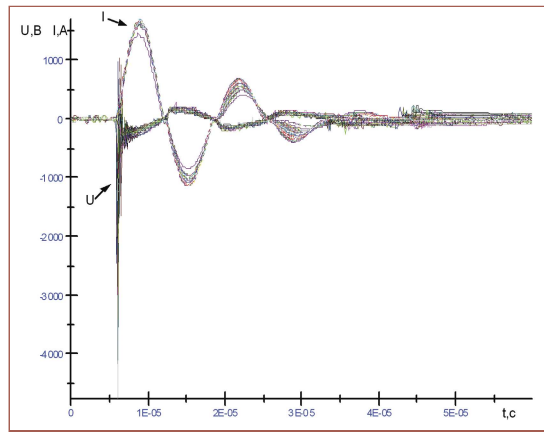


Рис. 10 Осциллограммы тока и напряжения разрядных импульсов при запуске по рисунку 9

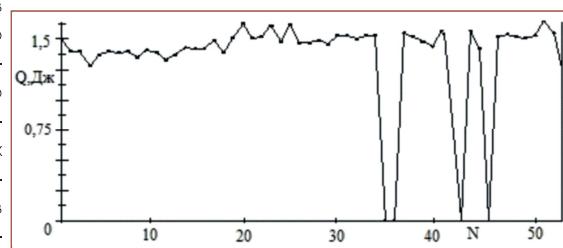


Рис. 11 Изменение энергии Q по порядковым номерам N следования разрядов при запуске с отдельными перебоями искрообразования

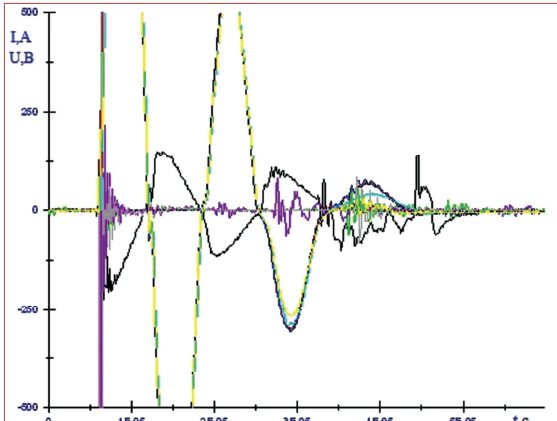


Рис. 12 Осциллограммы аномальных и нормального (чёрная кривая) разрядов

Эти иллюстрации показывают, что энергия четырех разрядов в их серии (№№ 35, 36, 42, 45) равна нулю, и как осциллограммы напряжения этих аномальных разрядов отличаются от осциллограммы нормального разряда № 32.

Одной из вероятных причин этих аномальных разрядов могло быть нерегулярное коксование межэлектродного зазора свечи.

Другой случай при условиях запуска двигателя в полете со скоростью 350 км/час на высоте 1,7 км при температуре воздуха на входе - 48°C и температуре топлива - 35°C отображен на рисунке 13.

Как видно из этой иллюстрации, здесь искрообразование непрерывно отсутствовало в большей части разрядов в начале их серии вплоть до 23-го разряда. Одной из возможных причин этого могло быть образование инея в хвостовике или на торце свечи вследствие захлаживания двигателя на стенде перед его запуском. Запуск двигателя все же произошел от другой свечи, которая видимо, оказалась в более благоприятных условиях. И когда после прогрева свеча высохла от инея, на ней возобновилось устойчивое искрообразование.

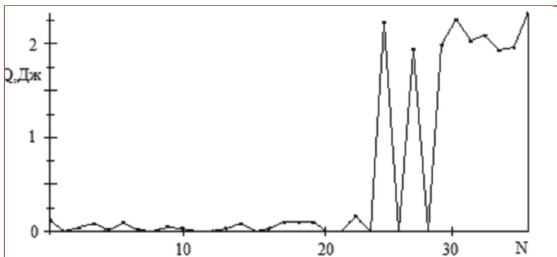


Рис. 13 Изменение энергии Q по порядковым номерам N следования разрядов при существенных сбоях искрообразования

В целом же, в ходе всех исследований агрегаты зажигания работали безотказно в нормальном режиме, о чем однозначно можно было судить по регистрировавшимся осциллограммам тока разрядных импульсов, которые соответствовали ожидаемым расчетным осциллограммам.

Обнаруженные в ходе проведенных исследований и частично описанные здесь зависимости, связи и корреляции параметров разрядных импульсов с условиями запуска и определенными фазами в его процессе, с состоянием потока ТВС в зоне свечи, с нормальной или аномальной работой АЗ и свечи сами по себе представляют большой интерес. Хотя в настоящее время они находят пока приближенные объяснения, но в будущем потребуют более детального изучения.

Следует отметить, что подобная комплексная информация относительно поведения разрядных импульсов на свечах зажигания при запусках двигателей в условиях стендов получена впервые исключительно благодаря применению данной СДР. И по результатам исследований можно считать, что на данном этапе основные базовые принципы построения этой системы совместно с её программным обеспечением в целом отработаны и апробированы в такой степени, которая позволяет эффективно её использовать уже на уровне её экспериментального образца. Поэтому данный экспериментальный образец СДР можно принять в качестве прототипа для создания более совершенной штатной системы диагностики как рабочего средства измерения.

**Перспективы применения системы диагностики разрядов**

Система диагностики разрядов может служить весьма ценным универсальным инструментом для мониторинга состояния и режимов работы систем зажигания и для всевозможных их исследований и испытаний на различных этапах их жизненного цикла, в особенности - в эксплуатации на двигателях. Система может быть востребована как отраслевыми НИИ, так и агре-

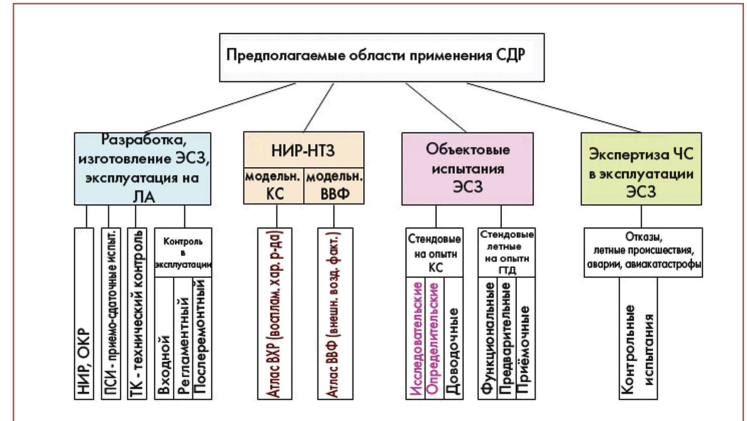


Рис. 14 Предполагаемые области применения СДР

гатными и моторными КБ и заводами в исследовательских целях, при разработках СЗ, их контроле, испытаниях и оснащении ими вновь разрабатываемых авиадвигателей. Более наглядно возможные области применения системы диагностики представлены в диаграмме на рисунке 14.

Отдельного пояснения требует показанная в диаграмме область применения "НИР-НТЗ". Она предполагает проведение комплекса исследований, направленных на углубленное изучение закономерностей и условий успешного воспламенения в КС от определенных разрядных импульсов, а также обратного влияния режимов среды и потока ТВС на характеристики и устойчивость разрядов. На необходимость подобных исследований указывают результаты выше описанных экспериментов.

Одно из направлений предполагаемых НИР - создание так называемого "Атласа воспламенительных характеристик разрядов" (Атласа ВХР) для некоторого множества отличающихся по своим параметрам, режимам и происхождению разрядов. Сама воспламенительная характеристика разряда (ВХР) в отдельности характеризует воспламеняющую способность данного разряда. Она представляет собой такую область параметров физического состояния потока ТВС в локальной зоне разряда, при которых этим разрядом возбуждается активный очаг воспламенения. Чем шире и протяженнее такая область, тем выше воспламеняющая способность разряда. Параметрами ТВС, описывающими такую параметрическую область, следует считать, прежде всего: давление p и скорость v воздуха, температуру воздуха Tв и топлива Tт, концентрацию Θ и степень дисперсности δ топливной фазы; назовем их локальными параметрами (ЛП). Для любого разряда ВХР может быть экспериментально снята в условиях специальной модельной КС, где обеспечены возможности регулирования и измерения ЛП в месте разряда.

Другой составляющей предполагаемых НИР является изучение влияния внешних воздействующих факторов (ВВФ) на параметры электрических разрядных импульсов, качество искрообразования, работоспособность свечи зажигания. Под ВВФ здесь понимаются параметры рабочей среды в КС, которая воздействует на разрядный промежуток свечи и её конструкцию в целом во время запуска двигателя, на всех других режимах его работы на стоянке и в полете, а также - в перерывах между полетами. Поэтому, наряду с вышеупомянутыми локальными параметрами ТВС, имеются в виду и другие параметры среды, продуктов сгорания в экстремальных их сочетаниях и диапазонах, которые могут приводить, например, к увлажнению электродов свечи, образованию слоя инея, коксообразованию, термическим деформациям и другим неприятностям. Очевидно, что для конкретной конструкции свечи и определенного режима разрядных импульсов на ней, будут объективно существовать граничные величины отдельных параметров ВВФ или их сочетаний, за пределами которых будут нарушаться нормальные режимы разрядов и искрообразование в целом. Такие граничные величины ВВФ для различных свечей и режимов разрядов на них могут быть экспериментально определены в условиях соответствующих моделирующих установок в виде так называемого "Атласа граничных ВВФ".

Научно-технический задел, который может быть получен в результате означенных предполагаемых НИР, позволит намного успешнее решать вопросы оптимизации систем зажигания, режимов смесеобразования в КС и других условий среды в ней для реализации эффективного и надежного запуска двигателей.

Наличие Атласа ВХР позволило бы выстроить и реализовать алгоритм

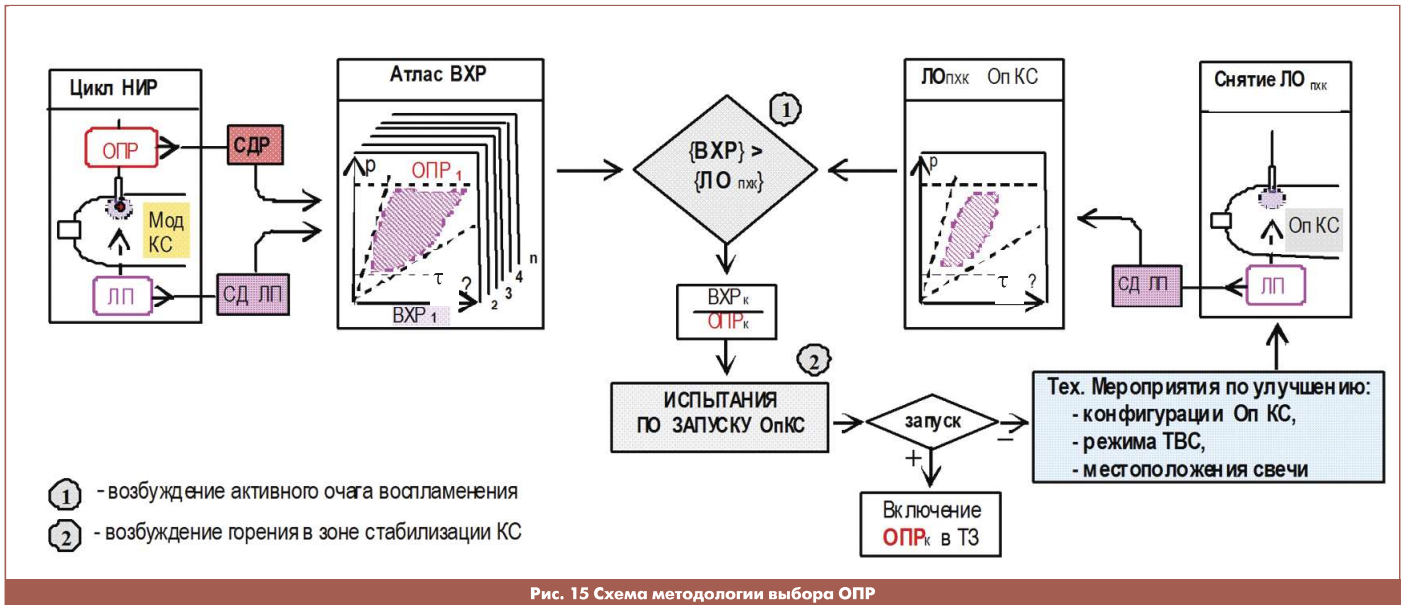


Рис. 15 Схема методологии выбора ОПР

выбора рациональных конфигураций СЗ для конкретных КС, двигателей. Конечной целью этого выбора следует считать нахождение такого конкретного сочетания определяющих параметров системы зажигания ( $ОПР_k$ ), которое обеспечило бы надежное воспламенение в данной КС во всей области её заданной пусковой характеристики на всех режимах запуска, а также одновременно определило бы и наилучшие из возможных энергетические и эксплуатационные показатели СЗ - потребляемую мощность, габариты, массу, надежность, ресурс. Схема методологии такого выбора для некоторой разрабатываемой КС показана на рисунке 15.

Как видно из этой схемы, для реализации методологии, помимо Атласа ВХР, снимаемого на модельной КС, потребуется некая характеристика разрабатываемой КС, названная  $ЛО_{пкк}$  - локальное отображение пусковой характеристики камеры сгорания. Сама пусковая характеристика камеры сгорания (ПХК) задается обычно параметрами подачи воздуха и топлива исключительно в местах входа в КС. Характеристика же  $ЛО_{пкк}$  представляет собой такую область локальных параметров потока ТВС в зоне разряда, которая формируется в результате реального воспроизведения всех режимов запуска КС в пределах заданной её ПХК. Характеристика  $ЛО_{пкк}$  может быть экспериментально снята на опытном образце разрабатываемой камеры сгорания (Оп КС) с использованием комплекса аппаратуры, названной на схеме СД ЛП - система диагностики локальных параметров.

Алгоритм выбора ОПР предполагает двухшаговую операцию. Первый шаг, отображенный на схеме - это анализ ВХР, имеющихся в Атласе, их сравнение с характеристикой  $ЛО_{пкк}$  и сепарация по признаку  $\{ВХР\} > \{ЛО_{пкк}\}$ . Это означает, что каждый режим разряда из числа отсепарированных по ВХР способен обеспечить первую стадию запуска КС - возбуждение активного очага воспламенения. Затем из этого числа приемлемых режимов разрядов может быть выбран по принятым критериям некий режим под индексом "k" в Атласе с соответствующим ему сочетанием определяющих параметров  $ОПР_k$ , который при том обеспечит наилучшие энергетические и эксплуатационные показатели СЗ.

Второй шаг алгоритма, отображенный на схеме, предусматривает проведение проверочных испытаний по запуску опытной КС при выбранном режиме разрядов с  $ОПР_k$ , когда должна подтверждаться реализация второй стадии запуска (розжига) КС - возбуждение устойчивого горения в зоне стабилизации КС на всех требуемых режимах запуска. В случае положительного результата этих проверочных испытаний выбранный "k" режим разряда и соответствующие ему  $ОПР_k$  принимаются к внедрению на данной КС и включаются в ТЗ на разработку СЗ.

В противном случае проводятся необходимые технические мероприятия по улучшению устройства КС, которые указаны на схеме, и описанный двухшаговый цикл выбора повторяется вновь.

**Обобщая опыт и результаты данных исследований в целом, можно сформулировать нижеследующие выводы и рекомендации.**

1. Созданная экспериментальная система диагностики разрядов (СДР) прошла успешную апробацию в ходе стендовых испытаний ряда авиадвигателей.

2. Подтверждено, что система с достаточной точностью обеспечивает измерение величин определяющих параметров разрядов (ОПР) в диапазонах, характерных для подавляющего большинства эксплуатируемых и ожидаемых к разработке емкостных систем зажигания (СЗ).

3. Система позволяет оперативно в ходе запуска двигателя регистрировать и представлять в наглядной форме все ОПР с идентификацией каждого из разрядных импульсов в их полной серии и временной последовательности.

4. Система, как средство измерения, может служить универсальным инструментом для мониторинга разрядных процессов в системах зажигания на различных этапах их жизненного цикла - в исследовательских целях, при их разработке, контроле, испытаниях и оснащении ими вновь разрабатываемых двигателей.

5. Представляется целесообразным создать и внедрить в промышленность в качестве сертифицированного рабочего средства измерения штатную систему диагностики разрядов, прототипом которой следует принять данный экспериментальный образец СДР.

6. Посредством СДР следует осуществить цикл специальных НИР по созданию Атласа воспламенительных характеристик разрядов и Атласа граничных внешних воздействующих факторов, которые должны быть положены в основу рациональной методологии формирования надлежащих пусковых характеристик КС и выбора оптимальной конфигурации СЗ в перспективных разработках.

7. В целях преодоления существующих организационных препятствий к использованию ОПР и внедрению СДР в промышленность следует осуществить переработку ныне действующих нормативных документов по СЗ, чтобы ввести ОПР в категорию нормируемых параметров СЗ и регламентировать определенную процедуру их выбора при новых разработках камер сгорания, двигателей. **□**

### Литература

1. Кюрегян Н.С., Голенцов Д.А. и др. Диагностика разрядов на свечах зажигания авиационных газотурбинных двигателей // Мир измерений, 12 (130), 2011, с. 21-25.
2. Кюрегян Н.С., Голенцов Д.А., Фланден В.С. Особенности регистрации сигналов и обработки данных при диагностике параметров разряда свечей зажигания газотурбинных двигателей // Автоматизация в промышленности, 10, 2015, с. 36-38.
3. Кюрегян Н.С., Голенцов Д.А., Фланден В.С. Экспериментальное исследование импульсов на свече зажигания газотурбинных двигателей с помощью автоматизированной системы диагностики при стендовых испытаниях // Автоматизация в промышленности, 10, 2018, с. 29-31.

Связь с авторами: [dep010@ciam.ru](mailto:dep010@ciam.ru)



# МОСКОВСКИЙ МЕЖДУНАРОДНЫЙ САЛОН ИЗОБРЕТЕНИЙ И ИННОВАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

# АРХИМЕД

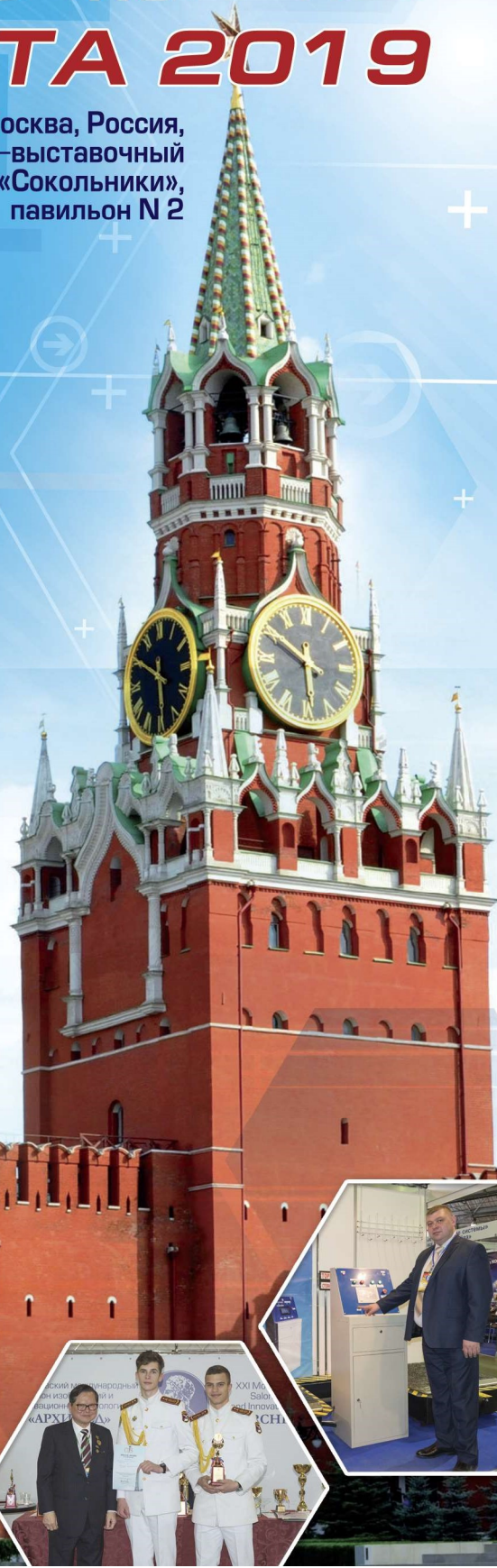
с **26** по **29**  
**МАРТА 2019**

Москва, Россия,  
Конгрессно-выставочный  
центр «Сокольники»,  
павильон N 2



- Конкурсная программа
- Презентация высокотехнологичных проектов
- Международная выставка товарных знаков «Товарный знак – Лидер»
- Международная научно-практическая конференция «Актуальные вопросы изобретательской и патентно-лицензионной деятельности»
- Международная выставка изобретений, новых продуктов и услуг

Заявки на участие принимаются до 20 февраля 2019 года  
105187, г. Москва, ул. Щербаковская, д.53, к.В,  
ООО «АрхимедЭкспо», e-mail: [mail@archimedes.ru](mailto:mail@archimedes.ru)  
Телефон/факс: +7(495) 366-14-65, +7(495) 366-03-44  
[www.archimedes.ru](http://www.archimedes.ru)



# К НЕКОТОРЫМ ВОПРОСАМ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОТЫ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Пермский национальный исследовательский политехнический университет  
**Роман Радикович Сафуанов** - аспирант кафедры ракетно-космической техники и энергетических систем, начальник отдела ПАО "Протон-ПМ"  
**Александр Валерьевич Хороших** - аспирант кафедры ракетно-космической техники и энергетических систем, ведущий инженер-конструктор ПАО "Протон-ПМ"  
**Алексей Фёдорович Сальников** - д.т.н., профессор кафедры ракетно-космической техники и энергетических систем

*Рассматриваются вопросы разработки математических моделей жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), показана важность создания математической модели работы ЖРД на всех стадиях жизненного цикла двигателя для безусловного выполнения требований технического задания к его выходным характеристикам. Представлены имеющиеся результаты моделирования двигателей РД-120, RL-10. Показаны существующие проблемы в области разработки математических моделей ЖРД.*

*Предложены пути решения обозначенных проблем: уточнение математических моделей использованием регрессионного анализа по результатам огневых и холодных испытаний двигателя; применение методов численного моделирования нестационарных газогидродинамических процессов, реализованных в коммерческих программных продуктах таких как ANSYS, FlowVision и др.*

*The article deals with the development of mathematical models of liquid rocket engines (LRE), shows the importance of creating a mathematical model of the LRE at all stages of the "life cycle" of the engine to unconditionally meet the requirements of the technical specifications to its output characteristics. The modeling results of RD-120, RL-10 engines are presented.*

*The existing problems in the development of mathematical models of LRE are identified. The ways of solving these problems are proposed: amendment of mathematical models using re-gression analysis based on the results of fire and cold tests of the engine; application of methods of numerical simulation of nonsteady gas-hydrodynamic processes implemented in commercial soft-ware products such as ANSYS, FlowVision, etc.*

*Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, математическое моделирование, настройка ЖРД, запуск ЖРД, газогидродинамические процессы.*

*Keywords: liquid rocket engine, mathematical modeling, LRE setting, LPRE firing, gas-hydrodynamic processes.*

## Введение

Для маршевых жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) систем вооружений важным фактором является время выхода на номинальные тяговые характеристики, которое определяет ключевые показатели эффективности применения ракетных комплексов: дальность полёта ракеты, энергомассовая эффективность, время ухода из вероятной зоны поражения и т.д. Согласно требованиям технического задания (ТЗ) жестко регламентируются временные характеристики запуска ракетного двигателя (времена выхода на заданные уровни тяги), которые, в свою очередь, зависят от точности настройки двигателя. Наряду с этим имеет место влияние внешних факторов, которые достаточно сложно предусмотреть в реальных условиях пуска. Учёт конструктивных особенностей изготовления агрегатов и элементов конструкции ЖРД, а также влияния внешних факторов на работу этих элементов необходимо для обеспечения точной настройки двигателей [1]. Решение данной задачи обеспечивается созданием математических моделей ЖРД.

Математическое моделирование позволяет до создания реальной системы (двигателя) или возникновения реальной ситуации рассмотреть возможные режимы работы, выбрать оптимальные управляющие воздействия, составить объективный прогноз будущих состояний системы, вследствие чего значительно сокращается количество материальной части, расходуемой на этапах наземной и лётной отработки. Математическое моделирование сопровождается весь "жизненный" цикл двигателя:

- на этапе эскизного проектирования выбираются схемные решения и основные характеристики будущего двигателя;
- на этапе экспериментальной отработки уточняются требования к циклограмме работы двигателя, оптимизируются характеристики агрегатов и основные параметры двигателя, проводится верификация математической модели;
- на этапе серийного производства оцениваются влияния технологических допусков на выходные характеристики двигателя.

При этом на каждом этапе математическая модель становится всё более сложной ввиду увеличения количества воздействующих факторов и связей между единицами [2-3].

## Принципы построения математических моделей ЖРД

Для создания математической модели ЖРД необходимо знать следующую информацию о двигателе: принципиальная схема двигателя, физико-химические свойства применяемых компонентов топлива и продуктов сгорания, конструктивные данные основных узловых элементов двигателя (магистраль, насосы, газогенератор, турбина, камера сгорания) их геометрические, проливочные или статистические характеристики, и ряд других данных.

При построении математической модели ЖРД широко используется принцип агрегатирования: весь двигатель разбивается на крупные контуры, каждый из которых объединяет либо использование одного компонента топлива, либо идентичность процессов, происходящих в смежных агрегатах, либо выполнение определенных функций и т.п. Это позволяет чётче понять функциональные задачи, выполняемые агрегатами двигателя.

В каждом из контуров выделяются основные агрегаты, составляются их структурные схемы и указываются связи между агрегатами в данном контуре.

В соответствии с агрегативным принципом построения мате-

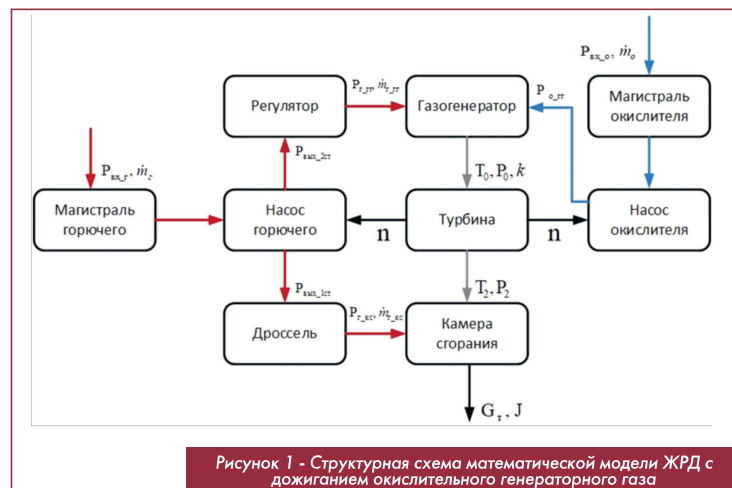


Рисунок 1 - Структурная схема математической модели ЖРД с дожижением окислительного генераторного газа

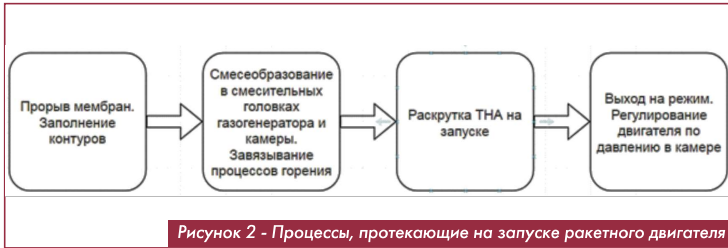


Рисунок 2 - Процессы, протекающие на запуске ракетного двигателя

математической модели для каждого агрегата, структурная схема которого определена, составляется автономная математическая модель. Совокупность математических моделей агрегатов, объединенных общей задачей, представляют математическую модель двигателя. Пример построения связей для ЖРД с дожиганием окислительного газа представлен на рисунке 1.

При исследовании запуска на моделях должны воспроизводиться все стадии процесса запуска, основные процессы, протекающие при этом, приведены на рисунке 2.

**1 Прорыв мембран (открытие входных клапанов), заполнение трубопроводов и различных полостей агрегатов двигателя**

Процессы, сопровождающиеся прорывом мембран (открытием входных клапанов) и заполнения трубопроводов и различных полостей агрегатов двигателя, являются наиболее сложным этапом разработки математических моделей ЖРД, так как этому переходному режиму свойственно наибольшее количество различных специфических задач, связанных с переходными газогидродинамическими, тепловыми и механическими явлениями, движением двухфазных сред для описания которых требуется индивидуальный подход применительно к каждому типу двигателей.

Данные процессы определяют следующие характеристики запуска:

- гидравлический удар в магистралях подвода;
- время поступления первых порций компонентов топлива в газогенератор и камеру сгорания;
- количество накопленных компонентов топлив в газогенераторе и камере сгорания к моменту воспламенения;
- соотношения компонентов топлива на пусковом режиме и ряд других факторов

Эти характеристики определяют надежность конструкции двигателя, скорость развития рабочих процессов в ГГ и КС на начальном участке запуска и влияют на устойчивость процесса горения.

Основные уравнения, описывающие нестационарную гидродинамику газожидкостных потоков в трактах и агрегатах ЖРД, выводятся на основе законов сохранения массы, импульса и энергии и представлены в работах [3-5].

**2 Смесеобразование в смесительных головках газогенератора и камеры сгорания, завязывание процессов горения**

Смесеобразование в смесительных головках газогенератора и камеры сгорания и как следствие завязывание процессов горения определяют такие важные параметры запуска, как:

- заброс температуры газа в газогенераторе на запуске;
- градиенты нарастаний давлений и раскрутки ротора ТНА;
- высокочастотную устойчивость запуска двигателя.

Физико-химические процессы характеризуются определенными скоростями: испарения жидкости, диффузии газовой и жидкой фазы, смешения, химической реакции в газовой и жидкой фазах и т.д. В каждом конкретном случае эти процессы имеют свои особенности, так как в зависимости от условий проведения огневого испытания роль тех или иных процессов меняется [6-9].

**3 Работа турбонасосного агрегата**

Математическое описание работы высокооборотных лопаточных насосов и турбин, применительно к задаче запуска ЖРД, связано с решением комплекса гидро-газодинамических задач: определение напорных характеристик и крутящего момента насоса на неустановившихся режимах, расслоение универсальных статических характеристик насосов, кавитационные явления в ус-

ловиях глубоких провалов давлений на входе в насос и больших градиентов нарастания оборотов, решение задачи баланса мощностей на режиме запуска. Основные уравнения, позволяющие моделировать работу ТНА, описаны в работах [10-11].

**4 Выход двигателя на режим. Регулирование двигателя по давлению в камере**

В основном, маршевые ЖРД настраиваются на так называемый режим предварительной ступени тяги (ПСТ), меньшей по величине, чем режим номинальной тяги. Данное решение применяется в целях:

- проверки работоспособности ЖРД до отрыва ракеты-носителя от стартового стола для выявления неисправного ЖРД и прерывания пуска (актуально для ракет-носителей космического назначения);
- снижения градиентов нарастания параметров, характеризующих процесс запуска ЖРД (расходы, давления, температуры, обороты), что позволяет избежать забросов параметров за допустимые пределы и разрушения двигателя (актуально для любых ЖРД большой тяги, но в особенности - для ЖРД с пушечным запуском).

Как правило, для обеспечения режима ПСТ ограничивается (дополнительно уменьшается по сравнению с номинальным) расход в газогенератор компонента с меньшим расходом. В итоге в ходе запуска уменьшаются температура газа на выходе из газогенератора и его располагаемая удельная адиабатная работа, что приводит к снижению расходов компонентов в КС и, в конечном итоге, тяги.

Уменьшение расхода компонента в газогенератор на запуске обеспечивается с помощью регулятора, управляющего подачей компонента при работе ЖРД на номинальном режиме. При достижении в камере сгорания давления, соответствующего выходу на ПСТ, срабатывает сигнализатор давления, выдающий в систему управления сигнал о переходе на основную ступень тяги.

Для уменьшения разброса величин установившихся режимов (ПСТ и номинального) относительно заданного уровня, обусловленного отклонением характеристик агрегатов из состава ЖРД от номинальных, производится индивидуальная настройка каждого ЖРД [12]. Как правило, настройка ЖРД на предварительный и номинальный режимы сводится к определению угла установки регулятора и диаметров дроссельных шайб. При этом дроссельные шайбы в основном служат для обеспечения заданного соотношения компонентов топлива в камере сгорания, а угол регулятора, определяющий расход компонента в газогенератор на запуске, отвечает за уровень настройки всего изделия в целом. В ходе огневых стендовых испытаний определяется параметр непопадания в настройку по углу регулятора, количественно характеризующий математический алгоритм настройки.

Разработка математической модели настройки изделия на режим ПСТ производится путём анализа математической модели ЖРД и выявления характеристик агрегатов, влияющих на уровень тяги. Результатом анализа является уравнение, позволяющее рассчитать массовый расход компонента, протекающего через регулятор в газогенератор, на основании отклонений характеристик агрегатов от номинальных значений. Необходимо также отметить, что в ряде случаев итоговая настройка производится по результатам огневых контрольно-технологических испытаний ЖРД.

**Существующие модели**

В [3, 5, 13-15] авторы приводят результаты моделирования процессов запуска

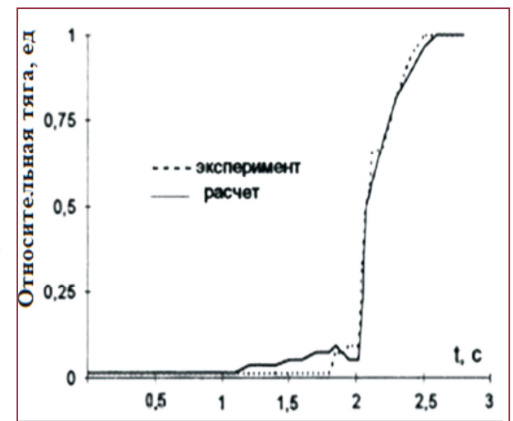


Рисунок 3 - Относительное давление в камере сгорания на запуске РД-120 [2]

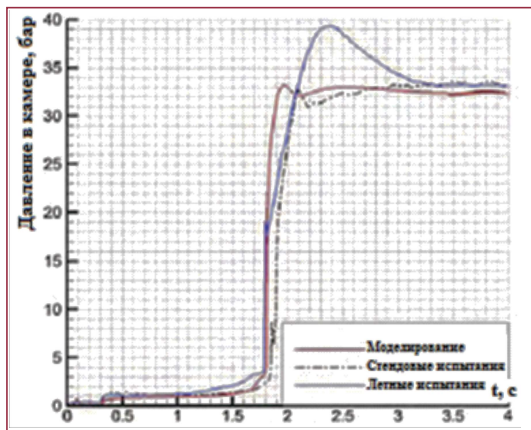


Рисунок 4 - Давление (бар) в камере сгорания на запуске двигателя RL-10 [6]

ных двигателей авторы отмечают удовлетворительную сходимость с номинальными параметрами двигателя. Математические модели позволяют моделировать маршевый режим работы двигателя, осуществлять энергетическую увязку параметров двигателя в условиях отклонения статических характеристик трубопроводов и всех его агрегатов (насосов, турбины, камеры сгорания, газогенератора, дросселей, шайб и др.) и проводить всевозможные исследования, связанные: с изменением схемы двигателя; с аномальными и аварийными ситуациями; с работой двигателя совместно со стендовыми или ракетными системами и т.п.

**Существующие проблемы в области разработки математических моделей ЖРД**

Вместе с тем, на сегодняшний день имеется следующий ряд проблем, не позволяющий сделать заключение о завершенности теории разработки математических моделей ЖРД:

1. Существующие математические модели не всегда адекватно и полно описывают переходные режимы, а также процессы, протекающие в газогенераторах и камерах сгорания (процессы распыла, смещения, горения компонентов, теплопереноса от газа к стенке и от стенки к жидкости). Необходимо отметить, что данные процессы оказывают как непосредственное влияние на переходные режимы работы ЖРД, так и на их высокочастотную устойчивость в процессе запуска.

2. Зачастую имеющиеся математические модели требуют уточнения входящих в их уравнения коэффициентов путём проведения значительного количества огневых стендовых испытаний (ОСИ) ЖРД, что приводит к расходованию большого количества

жидкостных ракетных двигателей КВД1, 11Д58МФ, РД-0146, РД-107, РД-120 (рисунок 3), RL-10 (рисунок 4). Достоверность описания процессов запуска можно оценить по графикам нарастания давления в камере сгорания.

При разработке математических моделей вышеприведенных

материальной части и значительным материальным затратам. Вместе с тем, определённые опытным путём коэффициенты имеют свою область применимости и, например, в случае нештатной работы и выхода ряда параметров ЖРД за допустимые пределы, уже не могут использоваться при обработке результатов ОСИ.

3. Поскольку в ряде случаев имеют место достаточно большие разбросы значений непопаданий в настройку при огневых испытаниях, а также смещение времени начала резкого роста давления в камере, возникает задача уточнения моделей настройки ЖРД на ПСТ (рисунок 5).

Указанные разбросы непопадания в настройку приводят либо к выходу на режим по тяге, меньший ПСТ, либо наоборот, превышающий ПСТ. Режим меньший ПСТ чреват невыполнением параметра "время выхода на заданный уровень тяги", режим превышающий ПСТ опасен забросами параметров (температуры продуктов сгорания, оборотов ТНА) либо срывом насосов в кавитацию на запуске. Смещение времени начала резкого роста давления в камере от первой команды на запуск при использовании связи из нескольких двигателей на одной ступени, опасно появлением дополнительных разворачивающих моментов на запуске.

**По мнению авторов статьи, можно предложить следующие пути решения данных проблем:**

1. В настоящий момент на предприятиях ракетно-космической отрасли, в частности ПАО "Протон-ПМ", имеется значительное количество телеметрической информации, полученной в ходе ОСИ.

Условия проведения ОСИ различаются как внешними факторами (давления и температуры компонентов на входе в ЖРД), так и индивидуальными особенностями испытываемых ЖРД (гидравлические сопротивления агрегатов, напорные характеристики насосов, КПД насосов и турбин, настройка каждого двигателя на режимы запуска и номинального участка работы), а также программой проведения ОСИ (изменение в ходе ОСИ давления в КС, соотношения компонентов топлива в ГГ и КС).

Наличие богатого экспериментального материала позволит создать базу данных, которую можно будет использовать при создании математических моделей ЖРД, ещё не прошедших ОСИ, а также проводить верификацию разработанных математических моделей.

Следует отметить, что использование результатов ОСИ конкретного типа ЖРД (а при необходимости также автономных испытаний агрегатов ЖРД) позволит уточнять математические модели настройки изделия на режим ПСТ путём регрессионного анализа данных, полученных в ходе вышеуказанных испытаний.

2. Помимо привлечения для верификации математических моделей данных, полученных в ходе ОСИ, необходимо использовать данные, полученные в ходе:

- холодных гидравлических проливок агрегатов, модельных испытаний турбин;
- численного моделирования отдельных узлов и агрегатов ЖРД.

Развитие вычислительных мощностей персональных компьютеров и кластеров позволяет использовать методы численного моделирования нестационарных газогидродинамических процессов в каналах сложной формы переменного сечения, таких как метод крупных частиц, базирующийся на системе дифференциальных уравнений в частных производных гиперболического типа, записанных в форме уравнений сохранения массы, импульса, энергии, метода крупных вихрей и др. Использование моделей турбулентности Спаларта-Аллмараса, RANS, k-e, k-w, SST и др. Ряд данных методов уже реализован в коммерческом ПО таких как ANSYS, FlowVision и др. Тем не менее ряд процессов требует написания собственных методик и модулей расчётов.



Рисунок 5 - Иллюстрация выхода ЖРД на режим меньше и больше ПСТ

**Заклучение**

В настоящей статье рассмотрены вопросы, касающиеся актуальности разработки математических моделей ЖРД, в том числе ЖРД, применяемых в составе боевых ракетных комплексов; основные принципы разработки математических моделей, позволяющих моделировать процессы запуска ЖРД; основные процессы, протекающие в ЖРД в ходе их запуска и их влияние на ход запуска. В статье обозначены основные проблемы, стоящие в настоящий момент перед разработчиками математических моделей и предложены следующие пути их решения:

- использование имеющихся результатов огневых и модельных испытаний двигателей в ходе разработки новых математических моделей ЖРД;
- широкое применение результатов численного моделирования отдельных агрегатов ЖРД

Необходимо отметить, что внедрение вышеуказанных предложений позволит увеличить точность настройки ЖРД на предварительный и номинальный режимы работы, сократить количество аварийных исходов огневых испытаний, а в конечном итоге приведёт к сокращению количества материальной части, задействованной в ходе экспериментальной отработки ЖРД и выяснения причин аварии.

**ЛИТЕРАТУРА**

1. Построение математической модели ЖРД замкнутой схемы с целью повышения точности настройки на предварительный и номинальные режимы / Р. Р. Сафуанов, А. В. Хороших, А. Ф. Сальников // Ракетно-космические двигательные установки : материалы Всерос. науч.-техн. конф. (Москва, 18-19 окт. 2018 г.) : К 70-летию со дня основания каф. Ракет. двигатели МГТУ им. Н. Э. Баумана. / М-во образования и науки Рос. Федерации, Моск. гос. техн. ун-т им. Н. Э. Баумана (нац. исслед. ун-т). - Москва : ИИУ МГОУ, 2018. - С. 19-20.
2. Чунан Р.К., Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов. Учеб. пособие для студентов авиационно-технических специальностей вузов. - М.: Машиностроение, 1988. - 288с.: ил.
3. Беляев Е.Н., Чванов В.К., Черваков В.В. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей: Учебник. / Под ред. В.К. Чванова. - М.: Изд-во МАИ, 1999.-228 с.: ил.
4. Теория автоматического управления ракетными двигателями. А.А. Шевяков, В.М. Калинин, Н.В. Науменкова, В.Г. Дятлов; Под ред. д-ра техн. наук, проф. А.А. Шевякова. - М.: Машиностроение, 1978 - 288 с, ил.

5. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей / Е.В. Лебединский, С.В. Мосолов, Г.П. Калмыков и др.; под ред. академика А.С. Коротаева. М.: Машиностроение, 2009. 376 с.: ил. ISBN 978-5-217-03449-9.
6. Zhen-Guo Wang Internal combustion processes of liquid rocket engines. Modeling and numerical simulations. National University of Defense Technology, Changsha, China, 2016, 352 p.
7. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / Е.В. Лебединский, Г.П. Калмыков, С.В. Мосолов и др.; под ред. академика РАН А.С. Коротаева. М.: Машиностроение, 2008. 512 с.: ил., [12] с. цв. вкл. - ISBN 978-5-217-03433-8.
8. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей. В 2 кн. Кн. 1. Учеб. для авиац. спец. вузов/А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов и др.; Под ред. В.М. Кудрявцева. - 4-е изд., перераб. и доп. - М.: Высш. шк., 1993 - 383 с.: ил. ISBN 5-06-002562-4.
9. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Худяков В.А. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: справочник. -Москва, 1971. - 267 с.
10. Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчёт агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1986. - 376 с., ил.
11. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования : учебник для высших учебных заведений / М.В. Добровольский ; под ред. Д.А. Ягодникова - 3-е изд., доп. - Москва : Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. - 461, [3] с. : ил.
12. Волков Е.Б., Сырицын Т.А., Мазинг Г.Ю. Статика и динамика ракетных двигательных установок. Книга 1. Статика. М., "Машиностроение", 1978, 224 с.
13. Беляев Е.Н., Воробьев А.Г., Гнесин Е.М. Разработка нелинейной математической модели жидкостного ракетного двигателя, работающего на стационарном режиме [электронный ресурс] // Труды МАИ. - 2014. - № 73. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=48537> (дата обращения: 15.11.2018).
14. Гарбер С.Н., Демьяненко Ю.В., Лобов С.Д., Малахова Е.В., Рачук В.С., Чембарцов С.В. Математическое моделирование жидкостных ракетных двигателей на основе криогенных компонентов топлива // Космонавтика и ракетостроение - 2014 - № 75. - С. 96-102.
15. Transient simulation of the RL-10SA-3-3A rocket engine / F. Di Matteo, M. De Rosa, M. Onofri. Space Propulsion Conference. 2012.

**Связь с авторами:** [romansr91@mail.ru](mailto:romansr91@mail.ru),  
[horoshih@protonpm.ru](mailto:horoshih@protonpm.ru),  
[Af\\_salnikov1@mail.ru](mailto:Af_salnikov1@mail.ru)

**ИНФОРМАЦИЯ**

**С** 16 по 18 мая в Москве пройдёт XII Международная выставка вертолётной индустрии HeliRussia 2019. Мероприятие организовано Минпромторгом России по инициативе и при поддержке Ассоциации Вертолётной Индустрии. Сегодня HeliRussia стала крупнейшей отраслевой выставкой в Европе и Северной Азии, а также одним из самых авторитетных событий в вертолётной индустрии.

Выставка собрала представительную экспозицию: в выставке принимает 234 компании-участников из 19 стран мира. Ежегодно HeliRussia развивает международную кооперацию, даёт всеобъемлющее представление о российском вертолётном рынке и укрепляет имидж России как одного из мировых лидеров вертолётостроения.

На HeliRussia 2019 будет представлена экспозиция вертолетов российского и зарубежного производства. Среди наиболее интересных новинок - противопожарная модификация вертолета "Ансат" разработки и

производства "Казанского вертолётного завода" (входит в холдинг "Вертолеты России") с оборудованием Simplex. На выставке можно будет увидеть новый бестселлер американской компании Bell - модель Bell 505 Jet Ranger X в VIP-комплектации. Европейский концерн Airbus Helicopters покажет многоцелевой вертолёт H135 с комплексом авионики Helionix.

В сегменте малой авиации будет продемонстрирован сверхлёгкий вертолёт с соосной схемой несущих винтов R-34, созданный ОКБ "Ротор" по техническому заданию компании "Аэроэлектромаш". Холдинг "Вертолеты России" впервые представит проект модернизации вертолетов типа Ка-32.

Традиционно широкой станет демонстрация авиационного и вспомогательного оборудования. Достижения ряда французских компаний, производящих авиационные ком-

поненты, будут вновь представлены на объединённом национальном стенде Франции.

HeliRussia вновь продемонстрирует новейшие разработки для санитарной авиации. Компания SCHILLER (Швейцария), представит новейшую разработку - устройство для проведения непрямого массажа сердца EASY PULSE, которое является оптимальным решением для ограниченных кабин медико-эвакуационных вертолетов.

Кроме того, на HeliRussia пройдет наглядная демонстрация новых разработок из области беспилотной авиации.

**Информация Ассоциация Вертолётной Индустрии России**



# ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

## ПОСТАНОВКА И ОПРЕДЕЛЕНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЗАДАЧИ О ВЧ-УСТОЙЧИВОСТИ

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

*Получена прямая зависимость собственной частоты автоколебаний (ВЧ-неустойчивости) от характеристик турбулентного потока. Показано, что в ламинарных потоках автоколебания возникнуть не могут, так как отсутствует главная причина – пространственная циклика. Получены соотношения основных параметров колебаний в вязко-упругом контуре внутри камеры сгорания ЖРД в зависимости от газодинамических параметров (собственная частота, декремент затухания, время релаксации и добротность).*

*The direct dependence of the natural frequency of self-oscillations (HF instability) on the characteristics of the turbulent flow is obtained. It is shown that in laminar flows, self-oscillations can not occur, since there is no main reason – the spatial cycle. The relations of the main parameters of oscillations in the viscoelastic circuit inside the combustion chamber of the rocket engine depending on the gas-dynamic parameters (eigenfrequency, damping decrement, relaxation time and q-factor) are obtained.*

**Ключевые слова:** турбулентность, собственная частота, декремент затухания.  
**Keywords:** turbulence, natural frequency, damping factor.

В процессе развития той или иной новой науки часто возникают недоразумения такого типа как, например, откуда что берется. Здесь, безусловно, следует, прежде всего, проследить за ходом развития этой науки и тщательно проработать ссылочную литературу, которая, как правило, содержит ответы на многие вопросы. И еще, если читатель не знаком с приведенными ссылками, то это не является поводом танцевать автору от печки.

Затрагиваемая автором наука – ВЧ-неустойчивость – требует длительного (10 лет) изучения данной проблемы, а “чапаевский” наскок здесь не уместен. Проблема не решается методом “из общих соображений”. У автора, в его системе очерков о ВЧ-неустойчивости появлялись и появляются новые определения и понятия, часто резонансного толка [1], но все они четко и скрупулезно излагаются и объясняются. Многочисленные благодарственные письма дают основание ему (автору) считать предлагаемые материалы кондиционными и своевременными. Для дальнейшего общения автора с его благодарными читателями было сочтено целесообразным дать подробные пояснения некоторых понятий в целях установления “общего языка” общения. Итак!

### Постановка задачи прогноза ВЧ в ЖРД

Прежде всего, о ВЧ-неустойчивости следует говорить применительно только к ЖРД. В РДТТ неустойчивости быть не может в силу переменности свободного объема по времени (не устанавливается газодинамическая структура) и в силу невозможности формирования автоколебаний (см. теоремы турбулентности [2]). Очень серьезной ошибкой является понятие линейная неустойчивость. В работе [3] дается точное определение понятия автоколебания. “Автоколебания – это незатухающие колебания, поддерживаемые внешними источниками энергии в нелинейной диссипативной системе, вид и свойства которых определяются самой системой и не зависят от начальных условий.

В линейной системе автоколебаний быть не может, даже если в ней имеет место отрицательное затухание.

Для автоколебаний связь между источником энергии и колебательным элементом должна быть нелинейной”.

Вернемся к постановке задачи о ВЧ-неустойчивости. Она основывается на решении уравнений Навье-Стокса в полной постановке. Но! Не напрямую, так как эта задача на сегодняшний день неподъемная. Она решается после предварительных векторных преобразований [4]. Уравнение [5]

$$\frac{d\vec{v}}{d\tau} = -\frac{1}{\rho} \text{grad}P + \nu \Delta d\vec{v} + \frac{\nu}{3} \text{graddiv}\vec{v}$$

преобразуется в главное уравнение вязко-упругого колебательного звена: в процессе преобразований используются уравнения сохранения массы и энергии. Конкретно для каждой фиксированной точки это уравнение записывается по типу [6]:

$$\frac{d^2\tilde{P}}{d\tau^2} + 4\frac{\nu}{R^2} \frac{d\tilde{P}}{d\tau} + 4\frac{\nu}{R^2} \kappa M^2 \frac{d \ln \frac{R\omega}{\omega_0}}{d\tau} \tilde{P} = 4\mu\omega^2 \frac{\nu}{R^2} \kappa M^2 \frac{d \ln \frac{R\omega}{\omega_0}}{d\tau}$$

Вводя безразмерные критерии получаем:

$$\frac{d^2\tilde{P}}{d\bar{\tau}^2} + 8\pi Be \frac{d\tilde{P}}{d\bar{\tau}} + 8\pi Be \cdot Me \cdot \tilde{P} = 8\pi R\mu \frac{\omega}{\omega_0} \frac{d \frac{\omega}{R}}{d\bar{\tau}}$$

Слева от равенства величина  $\tilde{P}$  – давление в колебательном контуре, а  $\omega$  и  $\omega_0$  – угловая скорость вихря и собственная частота. Справа сосредоточена в преобразованном виде внешняя энергия, поступающая из зоны горения.

После решения характеристического уравнения получаем единственное условие возникновения колебаний:

$$\frac{Me}{Be} > 2\pi,$$

$$\text{где } Be = \frac{\nu}{R^2 \omega_0} \text{ и } Me = \kappa M^2 \frac{d \ln \frac{R\omega}{\omega_0}}{d\bar{\tau}}$$

Критерий  $Be$  характеризует диссипацию,  $Me$  – упругость.

Более информативным при расчетах является объединенный критерий

$$\Phi Z = \frac{\kappa \vec{v}^3}{\nu \sigma^2} \frac{d \frac{\vec{v}}{\text{rot}^2 \vec{v}}}{d\tau} > \frac{1}{4},$$

показывающий области неустойчивости и который также подтверждает идею критерия Рейля.

Таким образом, для решения проблемы устойчивости требуется решение уравнения для главного колебательного звена при начальных условиях. Этими условиями могут быть условия мягкого или жесткого возбуждения:

$$P_{\tau=0} = P \text{ или } \left( \frac{dP}{d\tau} \right)_{\tau=0} = \alpha.$$

Для расчета критериев требуется газовое поле  $\vec{v}(x, y, z)$ . Оно

рассчитывается с помощью уравнения [7]

$$\text{rot} \vec{v} = \pm \sqrt{M^2(1-M^2)} \frac{1}{\mu} \vec{v} \text{grad} p.$$

при граничных условиях прилипания и сопровождения [8]:

$$\vec{v}_w = 0 \text{ и } \frac{\vec{v}_{\text{очн}}}{dy} = 0.$$

Первое и второе уравнения с соответствующими начальными и граничными условиями являются математической постановкой задачи о ВЧ-устойчивости.

**О механизме неустойчивости**

Вопрос о механизме неустойчивости в литературе изложен весьма примитивно. Понятно, что это переход от условий равновесия к колебаниям вязко-упругой среды внутри камеры сгорания. Если конструкция спроектирована правильно с точки зрения ВЧ-устойчивости, то работать она будет устойчиво. Если нет (неправильно), то возникнут автоколебания, такие незатухающие колебания, при которых устанавливается баланс диссипативных и дисперсных сил [9]. Другими словами, будут выполнены необходимые и достаточные условия [9].

В литературе [10] называется двадцать причин возникновения неустойчивости в ЖРД. Это:

1. критерий Рэлея;
2. модель одного времени запаздывания воспламенения смеси;
3. модель двух времен запаздывания воспламенения смеси;
4. модель переменного времени запаздывания;
5. неравномерная подача горючего;
6. неравномерная подача окислителя;
7. влияние системы сервоуправления в системе подачи компонентов топливной смеси;
8. зависимость скорости горения от подачи;
9. вихреобразование перед зоной горения;
10. вихреобразование в зоне горения;
11. волновое движение в топливных магистралях;
12. колебания состава смеси;
13. колебания качества распыления смеси;
14. испарение капель топлива;
15. зависимость скорости нормального распространения пламени от условий в камере сгорания;
16. наличие поджигающего источника;
17. неустойчивость фронта пламени по Ландау;
18. модель "черного ящика";
19. распыление и смешение струй;
20. изменение скорости химических реакций при колебаниях давления и температуры.

Автор может назвать еще 66 подобных причин и все это говорит о том, что в соответствии с этими работами (в [10] дан их обзор) получается, что каждая неудача по причине ВЧ-неустойчивости оригинальна и невозможно ничего предсказать. Но не следует огорчаться. Все эти причины так или иначе формируют турбулентное газовое поле и нужно найти лишь соотношение между параметрами этого поля и объединить их в критерий  $\Phi Z > 1/4$ .

Вот этот критерий и есть та единственная причина, которая может привести к неустойчивости. Но для этого нужно правильно посчитать турбулентное газовое поле, чего на сегодняшний день не может ни одна (еще раз: ни одна) программа.

**Параметры неустойчивости. Собственная частота**

Из уравнения главного колебательного звена следует, что в случае возникновения автоколебаний, это уравнение будет записано в виде, похожем на уравнение для линейного осциллятора:

$$\frac{d^2 \tilde{P}}{d\tau^2} + 4\nu \frac{\kappa M^2}{R^2} \frac{d \ln \frac{R\omega}{\omega^2}}{d\tau} \tilde{P} = 0.$$

При этом коэффициент перед давлением  $\tilde{P}$  есть квадрат частоты собственных колебаний системы:

$$\omega_0^2 = 4\nu \frac{\kappa \bar{v}^3}{a^2 R^4} \frac{d \frac{\bar{v}}{\omega^2}}{d\tau}.$$

Из последней формулы следует, что эта частота напрямую связана с угловой скоростью вихревого течения.

Используя достаточное условие  $\omega = \text{const}$  и, вынося  $\omega^2$  за знак дифференциала, преобразуем формулу до следующего выражения

$$\left(\frac{\omega_0}{\omega}\right)^2 = \frac{4\nu}{a^2} \frac{d \ln \nu}{d\tau}.$$

Теперь наглядно видна зависимость  $\omega_0$  от  $\omega$ , причем в качестве коэффициентов перед угловой скоростью стоят параметры вязкости  $\nu$  и сжимаемости  $a^2$  среды.

Интерпретировать этот результат можно таким образом, что пространственная циклика в виде угловой скорости вихря при определенных условиях переходит во временную  $\omega_0$ , а природа собственных колебаний среды зависит строго от турбулентных конфигураций.

Далее. Известно, что решением дифференциального гармонического уравнения является синус. Именно синус - единственная функция, которая может описывать колебательный процесс. Никакие функции Бесселя, Лежандра, Лагерра, Чебышева, Гаусса, Эрмита и другие специальные функции [11] не могут описать колебательный процесс. У всех этих функций всегда будет переменный период, переменная (плавающая) частота. Часто в литературе делается ошибка. Функцию Бесселя разлагают в ряд по синусам и берут первый член. Тем самым искусственно вводят в обиход постоянный период. Это неверно, но при помощи такой манипуляции определяют такие понятия как продольная, тангенциальная и радиальная моды колебаний. Необходимо заметить, что все эти моды являются проекциями вектора собственных колебаний.

**Декремент затухания и частота вынуждающей силы**

Уравнение главного колебательного звена, записанное без правой части, описывает затухающий колебательный процесс. Это - свободные колебания [12]. Они могут быть описаны следующим уравнением:

$$\frac{d^2 \tilde{P}}{d\tau^2} + 8\pi \nu e \frac{d\tilde{P}}{d\tau} + 8\pi \nu e \cdot M e \cdot \tilde{P} = 0$$

или

$$\frac{d^2 \tilde{P}}{d\tau^2} + 4 \frac{\nu}{R^2} \frac{d\tilde{P}}{d\tau} + 4 \frac{\nu}{R^2} \kappa M^2 \frac{d \ln \frac{R\omega}{\omega^2}}{d\tau} \tilde{P} = 0.$$

Тогда, вводя принятые в литературе обозначения, запишем:

$$\frac{d^2 \tilde{P}}{d\tau^2} + 2\delta \frac{d\tilde{P}}{d\tau} + \omega_0^2 \tilde{P} = 0.$$

Решением такого уравнения может быть

$$\tilde{P} = \tilde{P}_{\text{max}} \cdot e^{-\delta\tau} \sin(\omega_0\tau + \varphi_0).$$

Здесь коэффициент над экспонентой характеризует затухание колебательного процесса. Это мера уменьшения амплитуды колебаний за период  $T$ . Называется этот коэффициент логарифмическим декрементом затухания и равен:

$$\delta T = \ln \frac{\tilde{P}(\tau)}{\tilde{P}(\tau+T)}.$$

Исходя из главного уравнения колебательного звена, получим

$$\delta = 2 \frac{\nu}{R^2} \text{ или } \delta T = 2 \frac{\nu}{R^2} T.$$

Так как  $T = 2\pi/\omega_0$  имеем:

$$\delta T = \frac{2\nu}{R^2} \frac{2\pi}{\omega_0} = 4\pi \frac{\nu}{R^2 \omega_0} = 4\pi \nu e.$$

Таким образом, критерий  $Ve$  фактически является логарифмическим декрементом затухания.

Если ввести параметр  $\tau_{\text{рел}}$  - время, в течение которого амплитуда колебания уменьшается в  $(e)$  раз, то получим, что  $\delta = 1/\tau_{\text{рел}}$ , где  $\tau_{\text{рел}}$  - время релаксации.

Следовательно, коэффициент затухания  $\delta$  обратно пропорционален времени релаксации, а период, деленный на время релаксации, есть логарифмический декремент затухания. Вспомним далее, что добротность - это физическая величина, обратно пропорциональная логарифмическому декременту затухания:

$$Q = \frac{\pi}{\delta T} = \frac{1}{4Ve}$$

и определяет отношение энергии  $w$ , запасенной в колебательной системе в данный момент, к убыли этой энергии за один период колебаний:

$$Q = 2\pi \frac{w(\tau)}{\Delta w(\tau + T)}$$

В заключение следует отметить, что правая часть главного уравнения колебательного звена в общем случае является нелинейной функцией и от нее зависит процесс перехода к автоколебаниям. Но, в частном случае, когда функция справа оказывается колебательной, а значит, является гармонической ( $\sin$ ,  $\cos$ ), возможны новые эффекты, а именно резонанс - совпадение вынужденных частот колебаний с собственными:  $\omega_0 = \omega_B$ .

Такой случай может проявиться в процессе возникновения ВЧ-колебаний в различных местах камеры сгорания. Принципиально такое возможно. Например, возникнет область локальной неустойчивости вблизи форсуночной головки и одновременно другая область в зоне отрыва потока. В случае совпадения частот в этих областях возникнет резонанс. Далее следует сказать о том, что все случаи возникновения автоколебаний и тем более резонанса следует исключать любыми способами. Некоторые рекомендации по этому вопросу были даны в работе [13]. Среди них следует отметить еще раз оригинальные конструктивные решения: крест Исаева, резонатор Гельмгольца, свисток Гартмана и др. **П**

#### Литература

1. Г.Б. Горелик. Математическое моделирование нестационарных процессов движения в дизельной топливной аппаратуре // Двигатель №2, 2016.
2. Ю.М. Кочетков. Фундаментальные уравнения сверхзвуковой газовой динамики и новый метод профилирования сопел ЖРД // Двигатель №3, 2015.
3. Д.И. Трубецков. Введение в синергетику. Колебания и волны // М. УРСС, 2004.
4. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Неустойчивость при ра-



Алексей Михайлович Исаев



Герман Людвиг Фердинанд фон Гельмгольц



Юлий Гартман исследует свойства акустического генератора

боте тепловых турбомашин // Двигатель №2, 2018.

5. В.В. Струминский. Основные направления теоретических исследований проблемы турбулентности // Механика турбулентных потоков, М. Наука, 1980.
6. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Возникновение неустойчивости в ЖРД // Двигатель №2, 2012.
7. Ю.М. Кочетков. Турбулентность и математическое доказательство ее невозможности в сверхзвуковом потоке // Двигатель №3, 2018.
8. Ю.М. Кочетков. Фундаментальное граничное условие сопровождения и новая постановка краевой задачи вязкой газовой динамики // Двигатель №5, 2015.
9. Ю.М. Кочетков. Турбулентность и автоколебательный процесс в ЖРД // Двигатель №3, 2012.
10. В.Н. Гладышев. Автоколебания при горении и термоядерных взаимодействиях // Новосибирск, НИЦ ОИГГМ СО РАН, 1999.
11. Е. Янке, Ф. Эмде, Ф. Лёш. Специальные функции // М. Наука, 1977.
12. Дж. Стокер. Нелинейные колебания в механических и электрических системах // М. Издательство иностранной литературы, 1953 г.
13. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Прогноз и экспертиза устойчивой работы ЖРД на стадии проектирования и экспериментальной отработки // Двигатель №1, 2019 г.

Связь с автором: [swgeorgy@gmail.com](mailto:swgeorgy@gmail.com)

### ИНФОРМАЦИЯ. Первый полёт нового самолета-гиганта

13 апреля 2019 г. успешно выполнен в пустыне Мохаве первый испытательный полёт самолёта Stratolaunch Model 351. Первый полёт, в котором была достигнута скорость 304 км/ч на высоте порядка 4,5 км, продолжался два с половиной часа.

Напомним, что о проекте создания самолёта для обеспечения воздушного старта ракет было объявлено в декабре 2011 г., а 31 мая 2017 г. состоялась первая демонстрация почти готового самолёта. В феврале 2018 г. начались рулежные пробежки. Начались они со скорости 74 км/ч, а 9 января 2019 г. на скорости 226 км/ч были оторваны от земли передние стойки шасси.

Stratolaunch Model 351 - это двухфюзеляжный моноплан с высокорасположенным крылом размахом 117,3 м. На пилонах ле-



вой и правой плоскостей установлено по три турбореактивных двигателя PW4056, обладающих тягой по 25 тс. Длина самолёта 73 м, максимальная взлётная масса 590 т, масса полезной нагрузки 250 т.

Stratolaunch Model 351 создаётся для использования в качестве носителя для авиационно-космической системы Stratolaunch, создаваемой американской компанией Stratolaunch Systems. Самолет предназна-

чен для запуска космических ракет-носителей методом "воздушного старта", который будет осуществляться с высоты примерно 10,5 км. Ракета-носитель должна подвешиваться под центральной частью крыла между фюзеляжами. В ходе проектирования и постройки в качестве вариантов полезной нагрузки были последовательно сменены ракеты-носители SpaceX Falcon 9 Air и Orbital ATK Pegasus II. Сейчас рассматривается легкая ракета-носитель Orbital ATK Pegasus XL (стартовая масса 23,2 т, масса полезной нагрузки 443 кг), которая используется для воздушных стартов с других самолетов ещё с 1990 г. Stratolaunch Model 351 будет способен в одном полете осуществить запуск трех ракет-носителей Pegasus XL. **П**



## ПАМЯТИ ФЕЛИКСА САМУИЛОВИЧА ЗАВЕЛЕВИЧА

Умер Феликс Самуилович Завелевич. 28 марта 2019 года остановилось сердце крупного российского ученого, отдавшего все свои силы отечественной науке, космонавтике и ракетной технике. Ни дня в своей жизни этот человек не прожил вне сложнейших и актуальных проблем. Его жизнь была наполнена постоянным непрерывным процессом - процессом познания и созидания. Он находился внутри постоянного движения к истине, и все результаты, которые он получал, всегда приобретали значимый характер и плодотворное практическое приложение.

В 1963 г. он начал свою трудовую деятельность в НПО Машиностроения, возглавляемое В.Н. Челомеем, где приобрел первые практические навыки исследователя. После защиты диссертации в МФТИ и до конца своей жизни, работая в НИИТП уже зрелым ученым, он сразу приступил к решению сложнейших и актуальных задач по неравновесному тепло-массобмену в соплах и струях ракетных двигателей. Обладая аналитическим складом ума, он решал задачи, которые были не под силу обычному ученому-исследователю. Выполнил ряд сложнейших исследований в области радиационного теплообмена в химически реагирующих двухфазных потоках. Наряду с этим занимался разработкой численных методов расчета сложных сопряженных задач газо- и плазмосинопластики струйных течений. Им был осуществлен переход к новым методам расчета от традиционных интегральных к спектральным характеристикам излучения с использованием метода Куртиса-Годсона, что позволило учесть нюансы двухфазной неравновесности газа и частиц в струях РД.

Решаемые им задачи всегда обретали практическую направленность, и приводили к появлению новых образцов техники. Так, за разработку способа борьбы с помехами в системах астроориентации Феликсу Самуиловичу присуждена Государственная премия СССР.

Под его руководством был разработан новый бесконтактный метод диагностики параметров ЖРД по спектру излучения факела. Далее был получен большой объем экспериментальных результатов, чем подтверждена высокая чувствительность и информативность метода при огневых испытаниях ЖРД РН "Протон" и "Ангара". Эти работы позволили в дальнейшем создать уникальную ИК-аппаратуру высокого спектрального разрешения "Инфраглоб" для анализа более чем трёх тысяч отдельных линий в спектрах излучения газов и плазмы.

Поистине "лебединой песней" в его жизни стала разработка первого в отечественной метеорологии бортового инфракрасного фурье-спектрометра ИКФС-2 для КА "Метеор-М" № 2. Здесь Феликс Самуилович проявил себя как великолепный научный руководитель работ, а также их главный вдохновитель. Под



его непосредственным руководством разработаны функциональная и оптическая схемы аппаратуры, ключевые узлы аппаратуры, методики калибровки и наземной отработки, системы обеспечения теплового режима на орбите. Все производственные процессы, связанные с созданием ИКФС-2, Феликс Самуилович сопровождал лично и благодаря этому были получены их добрые плоды! По результатам летных испытаний и подтверждения технических характеристик аппаратура ИКФС-2 переведена в штатную эксплуатацию в начале 2015 г. и непрерывно функционирует в настоящее время. За создание первого российского бортового инфракрасного фурье-спектрометра ИКФС-2 ему была присуждена Премия Правительства РФ им. Ю.А. Гагарина в области космической техники.

В своей жизни Феликс Самуилович много времени уделял воспитанию молодых ученых. Благодаря присущему ему таланту применять свои новейшие фундаментальные результаты в решении актуальных задач ракетной и космической техники, вокруг него сформировалась своя научная школа со многими талантливыми учениками - продолжателями его дела. Десятки его разработок в различных областях физики и спектрального анализа продолжают свою жизнь. Каждую, буквально каждую свою научную работу он считал обязательным довести до внедрения, обеспечивающего дальнейшую жизнь созданным методам, алгоритмам и подходам!

Печальная, безвозвратная потеря, потеря на самом пике научного торжества, творческого совершенства заставляет нас, его коллег и продолжателей его дела, низко поклониться этому замечательному человеку, знакомому, всемирно известному ученому, выразить глубокое соболезнование его родным и близким и помнить, помнить о нем, дорогим Феликсу Самуиловичу Завелевичу. □



# ОБОСНОВАНИЕ МИНИМАЛЬНОЙ РЕНТАБЕЛЬНОСТИ ПРОИЗВОДСТВА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

ФГБОУ ВО Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева  
**Игорь Исаакович Ицкович**, к.т.н, доцент кафедры экономики, менеджмента и экономических информационных систем  
**Ольга Владимировна Камакина**, к.э.н., доцент, зав. кафедрой экономики, менеджмента и экономических информационных систем

*Предложено расчетное обоснование минимальной рентабельности производства и минимальной цены ГТД, использование которого позволяет исключить потерю части оборотных средств предприятия в производственном цикле.*

*The proposed design justification of the minimum profitability of production and the minimum price of the GTE, the use of which allows to exclude the loss of part of the working capital of the enterprise in the production cycle.*

**Ключевые слова:** рентабельность машиностроительной продукции.

**Keywords:** profitability of engineering products.

Текущая деятельность машиностроительных предприятий встречается с проблемой, когда даже при наличии прибыли от продаж двигателей, предприятие может быть убыточным и не выплачивать налог на прибыль. Это возникает потому, что полученная от продаж валовая прибыль в дальнейшем частично (или полностью) погашается обязательными платежами косвенных налогов и процентов по кредитам предприятия. Рентабельность производства ГТД обычно назначается заказчиком государственного заказа произвольно в пределах 5...20 процентов, или выбирается предприятием для достижения рыночной цены двигателя. При назначении рентабельности производства обычно не оценивают, какая часть валовой прибыли будет обязательно отчислена, т.е. пойдет на оплату процентов банку за привлеченные оборотные средства (а), на оплату налога на добавленную стоимость (б) и налога на прибыль (в). В сумме, отчисляемые три составляющие валовой прибыли назовем минимальной прибылью, а отношение минимальной прибыли к полной себестоимости ГТД назовем минимальной рентабельностью производства  $g_{\text{миним}}$ . Тогда, валовую прибыль, как разницу между ценой (без НДС) и полной себестоимостью двигателя, представим состоящей из двух частей:

**Валовая прибыль = Минимальная прибыль + Дополнительная прибыль,**

где **Дополнительная прибыль** остается в распоряжении предприятия после выполнения обязательных платежей (а, б, в) за счет **Минимальной прибыли**.

Для решения рассмотренной выше проблемы предлагаем расчетное обоснование **минимальной прибыли** и **минимальной рентабельности** производства, покрывающей **обязательные платежи банку, налоги НДС и налог на прибыль**, с учетом **доли авансирования заказчиком затрат** на производство продукции, т.е. в современных условиях госзаказа и рыночного ценообразования производства ГТД.

Рассмотрим основные допущения, позволяющие формализовать задачу обоснования **минимальной рентабельности** производства продукции машиностроительного предприятия:

- длительность производственного цикла ГТД в среднем составляет порядка четырех кварталов, включая получение авансирования и расчет с заказчиком. Предприятие ежеквартально вкладывает в незавершенное производство оборотные средства, в виде серии равных платежей  $R_{\text{ос}}$  (аннуитета);
- равномерное нарастание затрат в производстве в течение производственного цикла определяет величину ежеквартального пополнения оборотных средств на каждое производимое изделие  $R_{\text{ос}} = 0,25 \times S$ , где  $S$  - полная себестоимость изделия;
- источником финансирования вкладываемых в производство оборотных средств обычно являются привлеченные средства заказчика (авансовые платежи в объеме  $K$  процентов от стоимости изделия), собственный капитал предприятия, заемный капитал (кредит банка). Предполагаем широкое использование заемного капитала (в размере  $(1-K)$  процентов от стоимости изделия) в форме банков-

кого кредита по ставке  $Y$  процентов годовых (т.е.  $Y/4 = i$  процентов ежеквартально) для пополнения оборотных средств предприятия в ходе производственного цикла. Сумма ежеквартального кредита для пополнения оборотных средств на производство одного изделия составит

$$R = R_{\text{ос}} \times (1 - K) = 0,25 \times S \times (1 - K);$$

- по окончании года приведенная стоимость вложенных оборотных средств  $Q$  на производство каждого изделия за счет заемного капитала выражается следующей зависимостью (1):

$$Q = R \times (4 + 4 \times i + 3 \times i^2 + 1 \times i^3) = R \times (4 + 10 \times i), \quad (1)$$

- стоимость процентов банку за год ( $q$ ) из выражения (1) составит  $q = 10 \times R \times i = 0,625 \times S \times Y \times (1 - K)$ .

Представим минимальную валовую прибыль от производства за годовой цикл в виде обязательной суммы платежа банку, налога на добавленную стоимость и налога на прибыль в виде:

$$S \times g_{\text{миним}} = 0,625 \times S \times Y \times (1 - K) + \text{ДС} \times \text{НДС} + S \times g_{\text{миним}} \times \text{НДС} + S \times g_{\text{миним}} \times \text{НП}, \quad (2)$$

где: **ДС** - добавленная стоимость в составе полной себестоимости изделия.

Выразим из уравнения 2 минимальную рентабельность производства  $g_{\text{миним}}$ :

$$g_{\text{миним}} = (0,625 \times Y \times (1 - K) + (\text{ДС}/S) \times \text{НДС}) / (1 - \text{НДС} - \text{НП}). \quad (3)$$

Рассмотрим полученное выражение минимальной рентабельности производства (3) на примерах.

1. Производится продукция по госзаказу, тогда  $\text{НДС} = 0$  и  $K = 1$ , а из расчета (3) следует  $g_{\text{миним}} = 0$ , т.е. вся рентабельность госзаказа является дополнительной. Следовательно, получение госзаказа позволяет всю назначенную контрактом небольшую рентабельность производства (от 5 до 20 %) оставить на предприятии (считать дополнительной валовой прибылью), что является преимуществом госзаказа.
2. Предприятие производит несколько видов продукции, а налогом на прибыль облагаются только годовые итоги **ФХД**. В этом случае для каждого изделия в формуле (3) будет  $\text{НП} = 0$ .
3. Назначенная в контракте рентабельность производства  $g_{\text{пр}}$  меньше  $g_{\text{миним}}$ . В этом случае предприятие потеряет часть оборотных средств на каждом производственном цикле (изделии) в сумме (4):

$$\text{Потеря ОС цикла} = S \times (g_{\text{пр}} - g_{\text{миним}}) \quad (4)$$

Если **потеря ОС** (4) в каждом производственном цикле не выявляется в общем денежном потоке предприятия, то предприятие незаметно покрывает эту **потерю ОС** за счет другой валовой прибы-

**Таблица 1. Минимальная рентабельность производства  $r_{миним}$  продукции с длительностью цикла 4 квартала, при авансировании  $K=0,5$ ,  $НДС=0,2$  и  $НП=0,2$**

Y	Норматив добавленной стоимости (ДС/S) $K_{рес}$								
	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
0	0	0.033	0.066	0.099	0.132	0.165	0.200	0.231	0.264
0,05	0.026	0.059	0.92	0.125	0.158	0.191	0.226	0.257	0.290
0,10	0.052	0.058	0.118	0.151	0.184	0.217	0.252	0.283	0.316
0,15	0.078	0.111	0.144	0.177	0.21	0.243	0.278	0.309	0.342
0,20	0.104	0.137	0.170	0.203	0.237	0.269	0.304	0.335	0.384

ли, т.е. полученной в производственном цикле другой продукции.

Следовательно, назначаемая при ценообразовании рентабельность производства должна быть выше минимальной рентабельности производства, рассчитанной по формуле (3), в противном случае теряется часть оборотных средств (4) предприятия в каждом производственном цикле изготовления изделия.

Покажем на примере таблицы 1 влияние факторов на величину минимальной рентабельности производства продукции  $r_{миним}$  с годовым циклом (заготовление + изготовление + реализация), полученной по выражению (3). Расчет выполнен для длительности производственного цикла, равной четырем кварталам календарного года.

Расчет показал (таблица 1), что повышение межремонтного и назначенного ресурса одного данного двигателя на 20%, при повышении цены двигателя на 10% (на 4 млн. рублей), создает экономический эффект для потребителя в сумме 7146 тыс. руб. за жизненный цикл двигателя, за счет уменьшения удельных затрат на капитальные ремонты на час наработки двигателя.

При одновременном производстве различной продукции, налогом на прибыль облагается только результат ФХД предприятия, тогда в расчете по формуле (3) принимается  $НП=0$  (табл.2).

В таблицах 1 и 2 показано (выделено цветом), что при стоимости кредита на пополнение оборотных средств  $Y=0,15$  годовых и доле добавленной стоимости в полной себестоимости продукции  $(ДС/S)=0,5$  минимальная рентабельность составляет  $r_{миним}=0,243$ , а для смешанного производства ( когда в формуле (3) будет  $НП=0$ ) -  $r_{миним}=0,183$ , поэтому, назначенная рентабельность производства данной продукции при определении цены контракта должна быть выше указанных значений минимальной рентабельности.

Преобразуем зависимость (3) для условия произвольного количества кварталов в производственном цикле, при этом за период цикла планируется "n" равных ежеквартальных затрат (аннуитет

**Таблица 2. Минимальная рентабельность производства  $r_{миним}$  продукции с длительностью цикла 4 квартала, при авансировании  $K=0,5$ ,  $НДС=0,2$  и  $НП=0$**

Y	Норматив добавленной стоимости (ДС/S) $K_{рес}$								
	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
0	0	0.025	0.050	0.074	0.100	0.124	0.150	0.174	0.199
0,05	0.026	0.045	0.070	0.094	0.120	0.144	0.170	0.194	0.220
0,10	0.052	0.065	0.090	0.114	0.140	0.164	0.190	0.214	0.239
0,15	0.078	0.084	0.109	0.133	0.159	0.183	0.209	0.233	0.258
0,20	0.104	0.129	0.154	0.178	0.204	0.228	0.254	0.278	0.303

нарастания затрат незавершенного производства) размера  $Roc$ . Тогда, накопленная сумма процентов для аннуитета (серии равных платежей) к концу производственного цикла составит:

$$q = Roc \times i \times (1+2+3+...+n) \times (1-K) = (S/n) \times (Y/4) \times (1+2+3+...+n) \times (1-K). \quad (5)$$

Преобразуем выражение (3) с учетом выражения (4), получим:

$$r_{миним} = ((1/n) \times (Y/4) \times (1+2+3+...+n) \times (1-K) + (ДС/S) \times НДС) / (1-НДС-НП), \quad (6)$$


где n - число кварталов в производственном цикле ГТД.

Полученное выражение (6) позволяет оценить минимальную рентабельность производства ГТД, при произвольной продолжительности цикла с учетом серии "n" равных ежеквартальных вложений в незавершенном производстве.

В целом, минимальная цена поставки ГТД, при сохранении собственных оборотных средств производителя, составит:

$$C_{мин.} = S \times (1 + r_{миним}), \quad (7)$$

где  $r_{миним}$  рассчитывается по выражениям (3) для длительности производственного цикла 4 квартала или по выражению (6) - для произвольного количества кварталов.

**Введение в практику ценообразования ГТД предлагаемых нами расчетов минимальной рентабельности производства и минимальной цены продажи изделия позволяет сохранять оборотные средства производителя, но только дополнительная рентабельность производства, наряду с амортизационными отчислениями, является собственным источником развития предприятия.** 

Связь с авторами: [iitskovichi@yandex.ru](mailto:iitskovichi@yandex.ru),  
[kamakina@mail.ru](mailto:kamakina@mail.ru)

**ИНФОРМАЦИЯ**


В книге книга академика Б. Юрьева по проектированию вертолетов показано, что много маленьких пропеллеров выигрывает по массе у одного большого пропеллера той же площади ометания. Но при наличии только одного двигателя для реализации такой схемы нужна сложная трансмиссия. Выход в создании конструкции, в которой на каждый винт работает свой двигатель. Самым удобным для эксплуатации является электродвигатель. Конструкции, в которых применяют такое решение, сейчас множество. Они известны под названием квадрокоптеры. Есть конструкции, в которых количество винтов равно 6, 8 и т.д. Созданы и летают беспилотники, в которых на крыле установлено до 12 электродвигателей.

Совместить вертолет и самолет в одной летательном аппарате решили конструкторы компании Lilium Aviation, которые создают электрический самолёт Lilium Jet с вертикальным взлётом и посадкой.

В движение Lilium Jet приводят 36 электродвигателей, расположенных на специальных подвижных блоках, что и позволяет аппарату взлетать и садиться вертикально. Суммарная мощность составляет 435 л.с. Этого достаточно, чтобы лететь со скоростью до 300 км/ч. Батареи ёмкостью 320 кВт·ч хватит примерно на 300 км полёта.

Конструкция самолёта такова, что выход из строя одного или нескольких (в разумных пределах) двигателей не заставит аппарат потерять управление. Это же касается и конструкции АКБ, которая подразумевает возможность поломки одного из её модулей. Кроме того, Lilium Jet оснащён специальной системой Flight Envelope Protection System, которая не позволит пилоту выполнить опасный манёвр.



В целом проект Lilium Aviation подразумевает создание более крупного летательного аппарата такой же конструкции, рассчитанного на транспортировку пяти пассажиров. Компания предлагает использовать Lilium Jet в качестве летающего такси, заменив вертолёты. В мае 2019 г. компания собирается провести первый подъём Lilium Jet в беспилотном варианте и до конца года осуществить первый пилотируемый полёт. 

# ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ ДВС ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ С ИСКРОВОМ ЗАЖИГАНИЕМ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ НА СМЕСЕВОМ ТОПЛИВЕ

Юлия Александровна Плотникова, к.ф.-м.н., доцент кафедры "ТСА", инженерного факультета ФГБОУ ВО Вологодская ГМХА им.Н.В. Верещагина  
 Андрей Владимирович Палицын, к.т.н., доцент кафедры "ЭСиТС", инженерного факультета ФГБОУ ВО Вологодская ГМХА им. Н.В. Верещагина  
 Алексей Сергеевич Зубакин, инженер - консультант ООО "НПП "Гиперион"  
 Хуршед Азамович Имомкулов, магистрант инженерного факультета, ФГБОУ ВО Вологодская ГМХА имени Н.В. Верещагина  
 Александр Николаевич Коротков, главный инженер ООО "СПК "Колхоз Андога", Вологодская область, Кадуйский р-он, с. Никольское

*Научные исследования по использованию альтернативных топлив, произведенных из отходов промышленных и сельскохозяйственных производств, а также местных биоресурсов, в качестве моторных топлив для поршневых двигателей внутреннего сгорания (ДВС) являются интернациональным трендом последнего десятилетия. ДВС работает на генераторном газе, произведенном в газогенераторной установке. Одной из основных проблем при переводе на генераторный газ ДВС является снижение эксплуатационных характеристик: мощности, крутящего момента, ухудшение приёмистости. Для её решения возможно использование смешанного топлива для ДВС, состоящего из генераторного газа с добавкой бензина. В статье рассматривается вариант оптимизации конструкции системы питания ДВС электростанции для работы на смешанном топливе. Проведено моделирование работы системы регулирования подачи бензина на лабораторном стенде. Для согласованной работы воздушной и дроссельной заслонки смесительного устройства предложена новая схема привода, использующая нелинейные элементы передачи. На ДВС 14 6,8/5,4 электростанции GG - 2700 проведена практическая апробация модернизированной системы питания.*

*Scientific research on the use of alternative fuels produced from industrial and agricultural waste, as well as local biological resources, as motor fuels for internal combustion piston engines (ICE) is an international trend of the last decade. The engine operates on generator gas produced in the gas generator set. One of the main problems in the transfer to the generator gas of the internal combustion engine is the reduction of operational characteristics: power, torque, deterioration of acceleration. To solve it, it is possible to use a mixed fuel for the internal combustion engine, consisting of a generator gas with the addition of gasoline. The article considers the option of optimizing the design of the power supply system of the power plant for operation on mixed fuel. The simulation of the operation of the system of regulating the supply of gasoline on a laboratory bench. For the coordinated operation of the air and throttle valves of the mixing device, a new drive scheme using nonlinear transmission elements is proposed. On ICE 14 6,8/5,4 plant GG - 2700 conducted practical testing of the upgraded power system.*

*Ключевые слова: смешанное топливо, генераторный газ, система управления, эллиптическая передача, двигатель внутреннего сгорания.*

*Keywords: mixed fuel, generator gas, control system, elliptical transmission, internal combustion engine (ICE).*

## Введение

Для снижения финансовых издержек в технологических циклах производства, при эксплуатации ДВС переводят с товарного на альтернативное моторное топливо. Например, заменяя бензин и дизельное топливо из ископаемых углеводородов на спиртовые композиции, природный газ, биогаз или генераторный газ [1, 2]. Это, с одной стороны, позволяет снизить затраты на топливо, улучшить экологические показатели отработавших газов ДВС, с другой - приводит к ухудшению эксплуатационных характеристик: снижению номинальной литровой мощности ДВС, снижению перегрузочной способности и приёмистости ДВС.[3, 4, 5] Во многом это обусловлено меньшей энергетической ценностью альтернативного моторного топлива [6].

Для повышения эксплуатационных показателей ДВС при работе на альтернативных топливах используют различные технологические приемы и методы, такие как: увеличение удельной плотности топлива - воздушного заряда в цилиндре ДВС за счет применения системы наддува, использование смешанного топлива (альтернативного и товарного) для работы ДВС по газодизельному циклу, доработка конструкции ДВС с целью повышения степени сжатия, уменьшение сопротивления во впускном тракте и т. д. Для ДВС с искровым зажиганием эти методы не получили широкого распространения, что требует проведения дополнительных исследований и экспериментов в данном направлении.

**Цель исследования:** оптимизация конструкции системы питания ДВС для эксплуатации на генераторном газе.

## Задачи исследования:

- экспериментальное получение нагрузочной характеристики ДВС 14 6,8/5,4 электростанции GG - 2700 на бензине;
- разработка и практическая апробация алгоритма управления системой питания ДВС на генераторном газе с использованием нелинейных связей между регулирующими элементами.

**Материалы и методы.** Системы питания современных ДВС с искровым зажиганием сконструированы таким образом, чтобы при работе на бензине, для различных нагрузочных режимов, создавать оптимальную по составу топливо - воздушную смесь - обо-

гащенную на малых и номинальных нагрузочных режимах, и более бедную в среднем нагрузочном диапазоне. Проведенные поисковые исследования работы ДВС 14 6,8/5,4 электростанции GG-2700 это подтверждают. [7] Данная закономерность удельного расхода бензина явно прослеживается на полученной экспериментальной нагрузочной характеристике (рис 1), кривая 1. Кривая 2 на графике нагрузочной характеристики иллюстрирует функциональную зависимость температуры отработавших газов ДВС в зависимости от нагрузки. Кривая 3 показывает расход воздуха ДВС в зависимости от нагрузки. Кривая 4 удельного расхода топлива получена при продувке карбюратора ДВС 14 6,8/5,4 на лабораторной установке, при тех же значениях расхода воздуха через него, что и при снятии нагрузочной характеристики на электростанции GG - 2700. В качестве контрольной точки, для настройки карбюратора на объемную подачу бензина в 25 % от номинального расхода было принято значение номинальной (паспортной) мощности электростанции, равное 2 кВт [7].

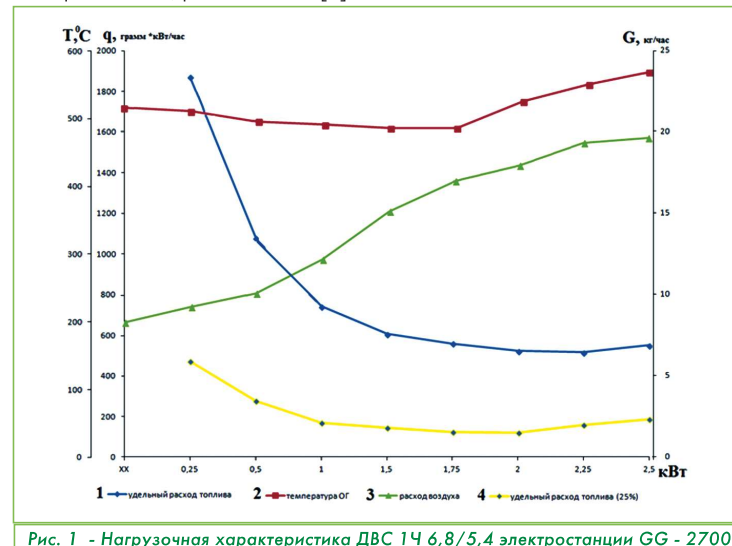


Рис. 1 - Нагрузочная характеристика ДВС 14 6,8/5,4 электростанции GG - 2700



Рис. 2. Общий вид лабораторной установки для моделирования режимов работы системы питания ДВС (а), система регулирования подачи бензина: жиклёр с изменяемым сечением (б) и карбюратор с установленным модернизированным жиклёром (в)

Ухудшение эксплуатационных характеристик ДВС, работающего на генераторном газе, по сравнению с бензином, обуславливается низкой теплотворной способностью генераторного газа. На основании проведенных исследований [4, 5, 7] для компенсации потери мощности достаточно подавать 25-30% бензина. Подача дополнительной порции бензина может быть осуществлена с помощью карбюратора, подключенного последовательно со смесительным устройством.

Общий вид лабораторной установки и модернизированного карбюратора показан на рис. 2. Установленный жиклер с регулируемым проходным сечением (рис.2 б) позволяет изменять подачу бензина от 0 до 100%, при одинаковом разрежении на впуске.

Сравнение 1 и 4 характеристик удельного расхода бензина ДВС показывает, что обогащение топливо-воздушной смеси дросселированием жиклера главной дозирующей системы является недостаточным условием для получения от ДВС, работающего на смешевом топливе, номинальных характеристик. С целью обогащения топливо-воздушного заряда на холостом ходу и номинальном режиме работы ДВС за счет коррекции подачи генераторного газа, разработана система управления дроссельной и воздушной заслонками с использованием эллиптической передачи с упругой связью (рис. 3).

Результаты и обсуждение. При использовании для работы ДВС смешевого топлива требуется введение промежуточного исполнительного механизма, позволяющего осуществлять изменение объе-

ма подаваемого топлива (количественное регулирование смеси) и одновременно корректировать подачу воздуха (качественное регулирование смеси). Для обогащения топливной смеси, при работе двигателя на холостом ходу и максимальной мощности, и обеднения при установившемся режиме работы ДВС требуется нелинейная зависимость открытия воздушной заслонки. Это возможно, если будет применена эллиптическая передача с гибкой нерастяжимой связью в приводе заслонок (рис.4, а).

Задавая соотношение радиусов эллипсов, можно получить различный качественный состав смеси при разных углах открытия дроссельной заслонки.

При расчёте эллиптической передачи применим следующие упрощения:

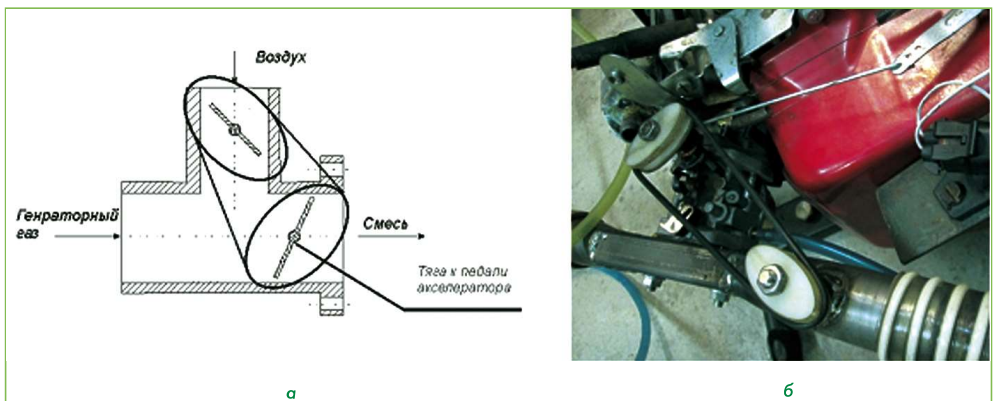


Рис. 3. Общий вид системы управления воздушной заслонкой с помощью эллиптической передачи (а) и практическое воплощение на экспериментальной установке (б)

- угол поворота эллипсов составляет 0...90°;
  - длина гибкой связи постоянна во времени. [8]
- Тогда, для описанных выше условий справедливо равенство:
- $$w'p' = w p \quad (1)$$

где  $w'$  - угловая скорость ведущего эллипса (ВЦ);  
 $w$  - угловая скорость ведомого эллипса (ВМ);  
 $p'$  - радиус-вектор точки ВЦ;  
 $p$  - радиус-вектор точки ВМ.

Обозначим взаимосвязь между углами  $\alpha$  и  $\varphi$  поворота эллипсов как функцию:

$$\alpha = f(\varphi) \quad (2)$$

Тогда угловая скорость ведомого эллипса может быть найдена, как:

$$w = d\alpha / dt. \quad (3)$$

Подставляя (2) в (3), угловую скорость эллипса в полярных координатах можно записать следующим образом:

$$w = \frac{d(f(\varphi))}{dt} = \frac{d\alpha}{d\varphi} \cdot \frac{d\varphi}{dt} = \frac{d\alpha}{d\varphi} \cdot w'. \quad (4)$$

Уравнения для радиус-векторов в полярных координатах:

- для ведущего эллипса:

$$p' = \frac{R_1 R_2}{\sqrt{(R_1)^2 \sin^2 \varphi + (R_2)^2 \cos^2 \varphi}} \quad (5)$$

- для ведомого эллипса:

$$p = \frac{R_1 R_2}{\sqrt{(R_1)^2 \cos^2 \alpha + (R_2)^2 \sin^2 \alpha}} \quad (6)$$

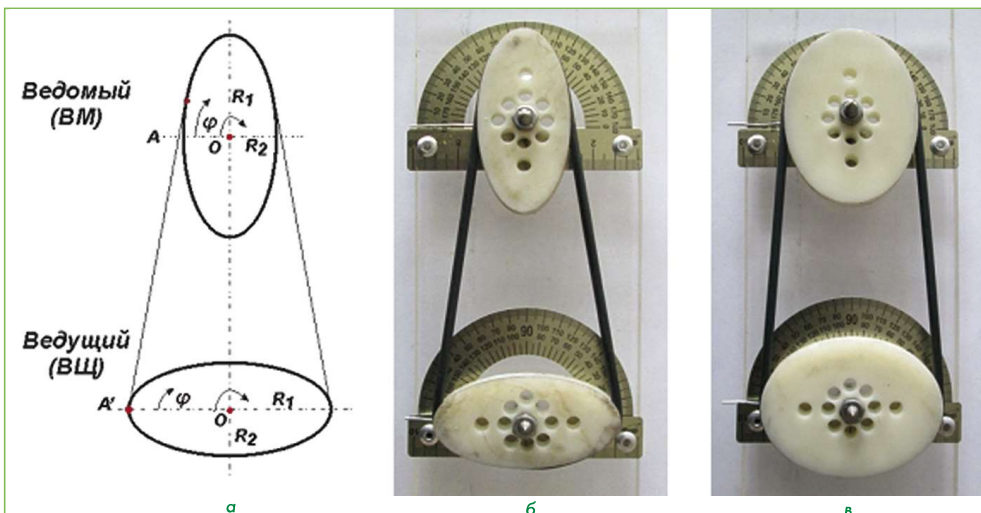


Рис. 4. Принципиальная схема (а) и лабораторные модели (б), (в) эллиптической передачи с упругой связью.

где  $R_1$  и  $R_2$  - полуоси эллипсов, соответственно,  $(\rho', \varphi)$  и  $(\rho, \alpha)$  - координаты точек эллипса.

При  $\varphi=0$  и  $\alpha=0$  получим радиус-векторы точек  $A'$  и  $A$ , соответственно.

Подставив выражения (4), (5) и (6) в выражение (1), получим следующее дифференциальное уравнение с разделяющимися переменными:

$$w' \cdot \frac{R_1 \cdot R_2}{\sqrt{(R_1)^2 \cdot \sin^2 \varphi + (R_2)^2 \cdot \cos^2 \varphi}} = \frac{\frac{d\alpha}{d\varphi} \cdot w' \cdot R_1 \cdot R_2}{\sqrt{(R_1)^2 \cdot \cos^2 \alpha + (R_2)^2 \cdot \sin^2 \alpha}} \Rightarrow$$

$$w' \cdot R_1 \cdot R_2 \cdot \int \frac{d\varphi}{\sqrt{(R_1)^2 \cdot \sin^2 \varphi + (R_2)^2 \cdot \cos^2 \varphi}} = w' \cdot R_1 \cdot R_2 \cdot \int \frac{d\alpha}{\sqrt{(R_1)^2 \cdot \cos^2 \alpha + (R_2)^2 \cdot \sin^2 \alpha}} = (7)$$

$$\int \frac{d\varphi}{\sqrt{(R_1)^2 \cdot \sin^2 \varphi + (R_2)^2 \cdot \cos^2 \varphi}} = \int \frac{d\alpha}{\sqrt{(R_1)^2 \cdot \cos^2 \alpha + (R_2)^2 \cdot \sin^2 \alpha}}$$

В обеих частях равенства (7) стоят неполные эллиптические интегралы первого рода, которые не выражаются в конечном виде через элементарные функции, в связи с чем получить функцию  $\alpha=f(\varphi)$  в явном виде не представляется возможным. [9]

В неявном виде взаимосвязь  $\alpha=f(\varphi)$  имеет вид:

$$\int_0^\varphi \frac{dx}{\sqrt{(R_1)^2 \cdot \sin^2 x + (R_2)^2 \cdot \cos^2 x}} = \int_0^\alpha \frac{dx}{\sqrt{(R_1)^2 \cdot \cos^2 x + (R_2)^2 \cdot \sin^2 x}} \quad (8)$$

Далее решаем задачу по следующей схеме:

1. Задаём диапазон для  $\varphi$ :  $0^\circ, 1^\circ, \dots, 90^\circ$  с нужным шагом, значения углов выражаем в радианах.

2. С тем же шагом задаём диапазон для  $\alpha$ :  $0^\circ, 1^\circ, \dots, 90^\circ$ , значения углов выражаем в радианах.

3. Для полученных значений углов  $\alpha$  и  $\varphi$  методом численного интегрирования вычисляем интегралы для левой и правой части формулы (8).

$$\int_0^\varphi \frac{dx}{\sqrt{(R_1)^2 \cdot \sin^2 x + (R_2)^2 \cdot \cos^2 x}} \text{ и } \int_0^\alpha \frac{dx}{\sqrt{(R_1)^2 \cdot \cos^2 x + (R_2)^2 \cdot \sin^2 x}}$$

4. Значения углов  $\alpha$  и  $\varphi$ , при которых значения интегралов совпадают - считаем тождественными.

5. Составляем таблицу совпавших углов:  $\alpha_1 \rightarrow \varphi_1, \alpha_2 \rightarrow \varphi_2, \alpha_3 \rightarrow \varphi_3, \dots, \alpha_n \rightarrow \varphi_n$ . Тем самым мы задаем искомую функцию  $\alpha=f(\varphi)$  в табличной форме.

Пользуясь таблицей, можно определить значения углов поворота для ведущего эллипса, обеспечивающих необходимые углы поворота ведомого эллипса.

Апробация полученной математической модели системы управления дроссельной и воздушной заслонками с использованием эллиптической передачи с упругой связью была выполнена на лабораторных моделях (рис.4, б и в). Эксперименты подтвердили адекватность экспериментальных и расчетных углов  $\alpha$  и  $\varphi$  поворота эллипсов.

Практическая реализация предложенной системы управления и поисковые эксперименты, выполненные на ДВС 1Ч 6,8/5,4 электростанции GG - 2700, дали положительные результаты. Электрическая мощность, отдаваемая в нагрузку электростанцией при работе ДВС на смеси генераторного газа и бензина, сопоставима с электрической мощностью при работе ДВС только на одном бензине. Для улучшения динамических характеристик ДВС, работающего на смесевом топливе, требуется проведение дополнительных исследований для определения оптимальных соотношений большого и малого радиусов взаимодействующих эллипсов, их начальных фаз, а также влияние на функцию эллиптической передачи введения эксцентриситета оси поворота эллипса.

### Заключение

На основании проведенных теоретических и практических исследований можно сделать следующие выводы:

- смесевое топливо для работы ДВС электростанции, состоящее из генераторного газа с добавкой бензина, является полноценной заменой чистого бензина, как топлива;

- для компенсации потери мощности на переходных режимах,

при работе ДВС электростанции на смесевом топливе, разработан алгоритм управления системой питания ДВС на генераторном газе с использованием нелинейных связей между регулирующими элементами;

- практическая апробация предложенной системы питания ДВС на лабораторных моделях и на ДВС 1Ч 6,8/5,4 электростанции GG - 2700 подтверждает адекватность и работоспособность разработанной системы;

- для улучшения динамических характеристик ДВС, работающего на смесевом топливе, требуется проведение дополнительных исследований для определения оптимальных соотношений большого и малого радиусов взаимодействующих эллипсов, их начальных фаз, а также влияние на функцию эллиптической передачи введения эксцентриситета оси поворота эллипса. **□**

### Литература:

- 1) Coal and Biomass. Gasication. Santanu De Avinash Kumar Agarwal. V. S. Moholkar Bhaskar Thallada Editors .Energy, Environment, and Sustainability. Springer Nature Singapore Pte Ltd. 2018. <https://doi.org/10.1007/978981107335>
- 2) Technology roadmap bioenergy for heat and power (2012). International Energy Agency. [https://www.iea.org/publications/freepublications/publication/2012\\_Bioenergy\\_Roadmap\\_2nd\\_Edition\\_WEB.pdf](https://www.iea.org/publications/freepublications/publication/2012_Bioenergy_Roadmap_2nd_Edition_WEB.pdf). Accessed Aug. 2016. 5. J. Heywood, Internal Combustion Engine Fundamentals, McGrawHill. International Editions, 1988 6. IСЕМ CFD Engineering, From CAD to Grid Generation for Analysis, <http://www.icemcfd.com>
- 3) Система питания двигателя внутреннего сгорания генераторным газом Плотников С.А., Острецов В.Н., Киприянов Ф.А., Палицын А.В., Зубакин А.С., Коротков А.Н. патент на изобретение RU 2605870 11.09.2015
- 4) Определение оптимального угла опережения зажигания двигателя 1Ч 6,8/5,4 при работе на генераторном газе и смеси бензина и генераторного газа. Зубакин А.С., Кузнецов А.С., Успехи современной науки. 2017. № 7. С. 132 - 136.
- 5) Плотников С.А. Исследование электростанции, работающей на альтернативном топливе / С.А. Плотников, А.С. Зубакин, А.Н. Коротков // Улучшение эксплуатационных показателей сельскохозяйственной энергетики, выпуск 17, по материалам IX Международной научно -практической конференции "Наука Технология Ресурсосбережение".- Киров, 2016 г. С. 220 - 224.
- 6) Справочник инженера-механика сельскохозяйственного производства / Под ред. директора Департамента научно-технологической политики и образования Минсельхоза России В.В. Нунгезера, акад. Россельхозакадемии Ю.Ф. Лачуги и чл.-корр. Россельхозакадемии В.Ф. Федоренко // - Ч. II. - М.: ФГБНУ "Росинформатех", 2011. - 492 с.
- 7) Имомкулов Х.А. Результаты поисковых исследований по оптимизации эксплуатационных характеристик ДВС электростанции при работе на альтернативных моторных топливах / Х.А. Имомкулов, А.Н. Коротков, А.В. Палицын, А.С. Зубакин / В сборнике научных трудов по результатам работы II всероссийской с международным участием научно-практической конференции "Молодые исследователи - развитию молочной хозяйственной отрасли". Часть 1. Вологда - Молочное, 2018. С 142 - 147.
- 8) Корн Г.А. Справочник по математике для научных работников и инженеров / Г.А. Корн, Т.М. Корн. - М.: Наука, 1978. - 831 с.
- 9) Плотников М.Г. Интегральное исчисление функции одной переменной/ М.Г. Плотников, Ю.А. Плотникова, Е.В. Дурова, С.Н. Мариничева / Методическое пособие для студентов ВГМХА им. Н.В. Верещагина, изучающих дисциплины "Математика", "Высшая математика", "Математический анализ" / Вологда-Молочное, 2013. - 57 с.

Связь с авторами: [MeсFac@yandex.ru](mailto:MeсFac@yandex.ru)  
[expert35@mail.ru](mailto:expert35@mail.ru)

Научно-технический журнал

# Двигатель



<http://www.dvigately.ru>

[dvigatell@yandex.ru](mailto:dvigatell@yandex.ru)

[boeff@yandex.ru](mailto:boeff@yandex.ru)

+7(916) 600 8237

## Журнал о двигателях

**Журнал о тех, кто создаёт двигатели**

**Журнал для тех, кто обслуживает двигатели**

**Журнал всем, на кого работают двигатели**



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

Журнал "Двигатель", рекомендован экспертными советами ВАК по техническим наукам, механике, машиностроению и машиноведению, энергетическому, металлургическому, транспортному, химическому, транспортному, горному и строительному машиностроению, авиационной и ракетно-космической технике в числе журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертации на соискание ученой степени доктора и кандидата наук.

Индекс 1400 в общероссийском Перечне ВАК 2015 г.

Журнал "Двигатель"  
Издаётся с 1907 года



В год выходит 6 номеров

Подписка в каталогах

Подписного агентства

"Роспечать" № 69385

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

Научно-технический журнал

<http://www.dvigately.ru>



# ФОРСИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ БОЛИДА ФОРМУЛЫ "СТУДЕНТ" МАДИ

Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет (МАДИ):  
**Павел Витальевич Душкин**, к.т.н., ст. преподаватель  
**Муса Мурадович Анасов**, студент  
**Иван Денисович Гумбин**, студент  
**Сергей Михайлович Кузнецов**, студент  
**Николай Владимирович Великий**, студент

*В статье представлены результаты моторных испытаний двигателя Yamaha YFZ450R. Цель испытаний – уточнение мощностных показателей и разработка рекомендаций по конфигурации выпускной системы. Работа проведена в рамках проекта Формула студент МАДИ, в котором команда студентов строит гоночный болид.*

*Поскольку требования Технического регламента Формулы студент вносят ограничения на силовую установку болида, обоснована целесообразность установки российской инженерной электронной системы управления двигателем и проведения калибровочных работ.*

*The article presents the results of a bench tests of a gasoline engine Yamaha YFZ450R. The purpose of the tests is to measuring its torque curve and develop recommendations for the configuration of the exhaust system. This work was carried out as part of the Formula Student project, in which the student team builds a racing car. After these tests, the Formula student team plans to install a Russian engineering electronic control system on the engine for its calibration.*

**Ключевые слова:** моторные испытания, Формула студент, внешняя скоростная характеристика, шум выпуска.  
**Keywords:** engine calibration, full load engine test, Formula student.

Первая в России команда "Формула Студент" была основана в 2005 году Московским автомобильно-дорожным государственным техническим университетом (МАДИ). Команда построила 6 автомобилей и приняла участие в соревнованиях: в Германии, США, России, Венгрии, Италии и Австрии.

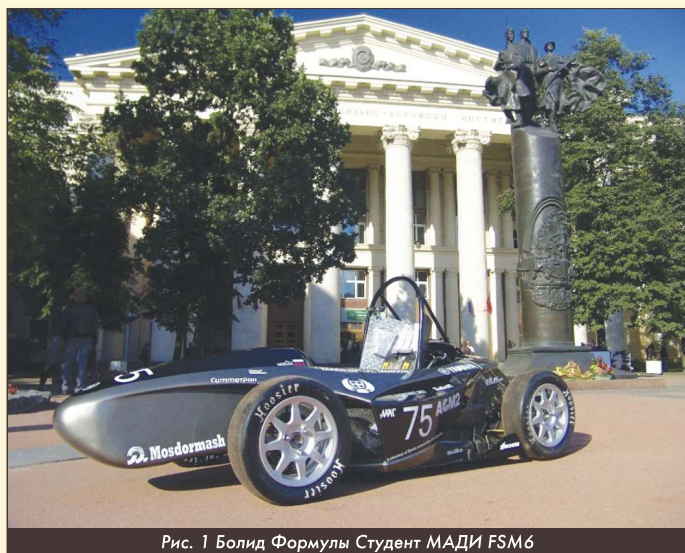


Рис. 1 Болид Формулы Студент МАДИ FSM6

Одна из главных задач Формулы Студент МАДИ - адаптация двигателя под требования Технического регламента [1], предъявляющего ряд ограничений на силовую установку:

- разрешается использование только поршневых 4-тактных двигателей с искровым зажиганием с рабочим объемом не более 710 см<sup>3</sup>;
- ограниченный выбор видов топлива - бензин с октановым числом 98 или смеси этанола с бензином марки E85;
- при применении в качестве топлива бензина диаметр впускного трубопровода должен быть ограничен рестриктором (дополнительным местным сопротивлением) диаметром 20 мм. Место установки рестриктора - между дросселем и двигателем;
- ограничения по уровню шума выпуска болида - 103 дБ на минимальной частоте вращения холостого хода (ХХ) и 110 дБ на частоте вращения ХХ, соответствующей скорости поршня  $c_n = 15,25$  м/с.

Для форсирования и адаптации двигателя под требования Технического регламента Центр студенческих инженерных проектов МАДИ обратился за поддержкой к Проблемной лаборатории транспортных двигателей (ПЛТД) кафедры "Теплотехника

и автотракторные двигатели" МАДИ, которая имеет опыт проведения моторных испытаний [3, 4] и располагает необходимым оборудованием.

В статье приведены результаты работы над двигателем болида Формулы Студент и планы на дальнейшую работу.

## Двигатель Yamaha YFZ450R

В результате анализа доступных двигателей на рынке, с учётом требований Технического регламента и компоновки болида (рис. 2),

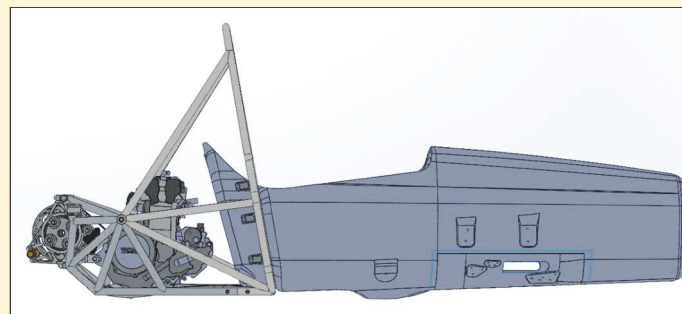


Рис. 2 Компоновочная модель болида с двигателем Yamaha YFZ 450R

командой был выбран двигатель квадроцикла Yamaha YFZ450R, имеющий параметры, представленные в таблице 1.

Таблица 1

Параметры двигателя болида Формул Студент [2]	
Диаметр цилиндра $D$ , мм	95
Ход поршня $S$ , мм	63,4
Рабочий объем двигателя $V_{tr}$ , см <sup>3</sup>	449
Количество цилиндров	1
Степень сжатия, $\epsilon$	11,6
Количество клапанов	3 впускных, 2 выпускных
Частота вращения холостого хода $n_{x\text{min}}$ , мин <sup>-1</sup>	1950...2050
Тип системы охлаждения	Жидкостная
Тип системы смазки	С сухим картером
Устройство, облегчающее запуск двигателя	Декомпрессор

Основные достоинства данного двигателя - высокая компактность и литровая мощность ( $N_l$ , кВт/л). При этом двигатель соответствует требованиям Технического Регламента по величине рабочего объема и типу используемого топлива.

Для выполнения поставленной задачи был сформирован перспективный план:

- подготовительный этап - установка двигателя на моторный стенд (рис. 3);
- 1-й этап - уточнение параметров ДВС в штатной комплектации





Рис. 3 Установленный на стенде двигатель

ции: мощностные, экономические показатели и шум (требования по токсичности Техническим регламентом не предусмотрены);

- 2-й этап - установка системы управления ИТЭЛМА и впускного трубопровода с рестриктором;
- 3-й этап - проведение калибровочных работ.

**Установка двигателя и регистрация стендовых характеристик**

Необходимость уточнения основных показателей работы двигателя обоснована в первую очередь тем, что в руководстве по ремонту и обслуживанию квадроцикла [2] не приведены мощностные и экономические показатели. Есть только сведения о номинальной мощности, без указаний условий и режима, при которых получен данный показатель.

В связи с этим в ПЛТД МАДИ при участии коллектива студентов была проведена регистрация внешней скоростной характеристики (ВСХ). Результаты представлены на рис. 4-5.

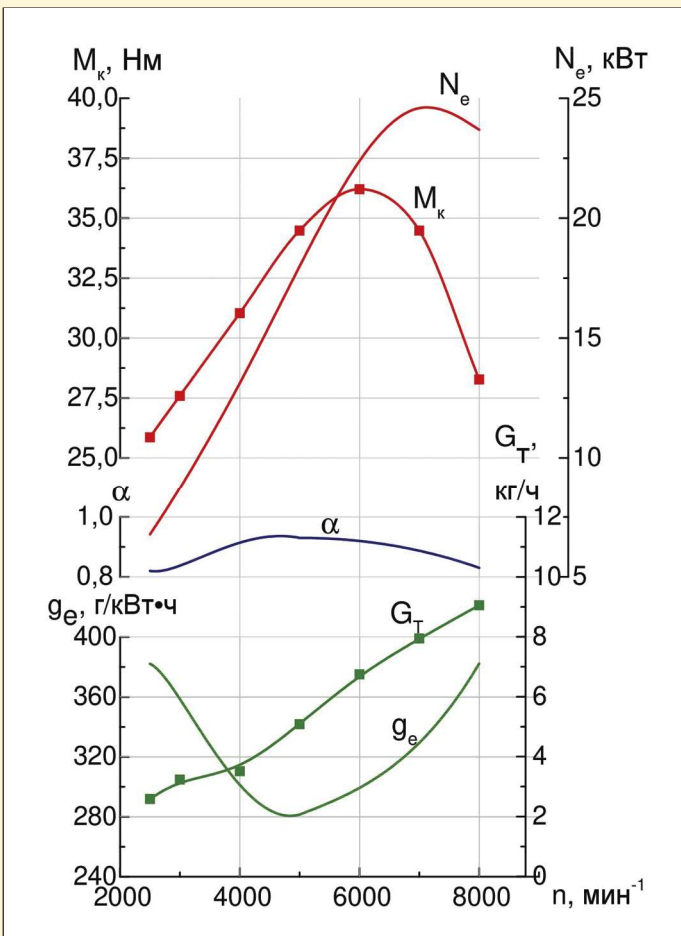


Рис. 4 ВСХ двигателя Yamaha YFZ450R:  $N_e$  - эффективная мощность,  $M_k$  - крутящий момент,  $\alpha$  - коэффициент избытка воздуха,  $G_t$  - массовый расход топлива,  $g_e$  - удельный эффективный расход топлива

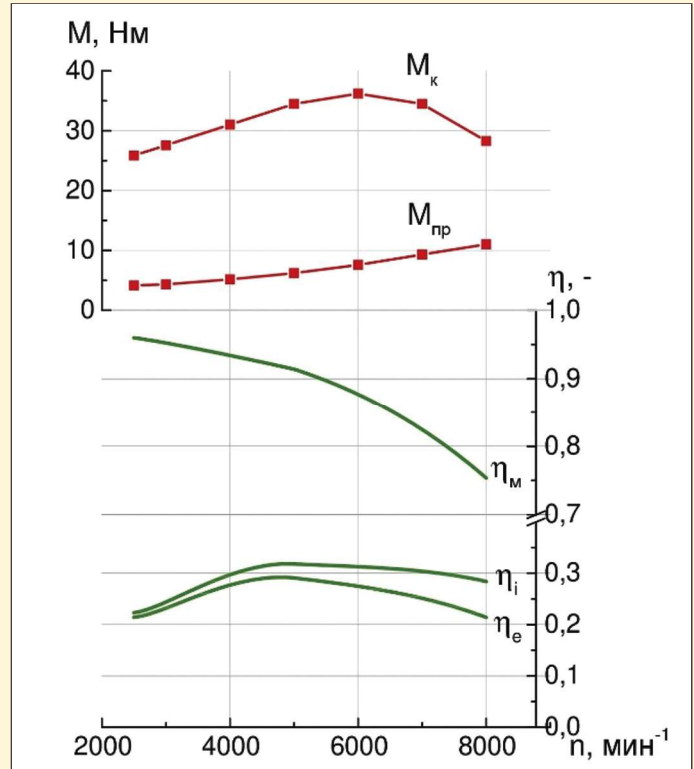


Рис. 5 ВСХ двигателя Yamaha YFZ450R:  $M_k$  - крутящий момент,  $M_{пр}$  - момент прокрутки,  $\eta_i$  - индикаторный КПД,  $\eta_m$  - механический КПД,  $\eta_e$  - эффективный КПД

Из представленных на рис. 4 и 5 данных можно сделать вывод о предельных показателях работы двигателя:

- номинальная частота вращения  $n_{ном} = 7000 \text{ мин}^{-1}$ ;
- максимальная мощность  $N_{e\max} = 25,5 \text{ кВт}$ ;
- максимальный крутящий момент  $M_{k\max} = 36,5 \text{ Н·м}$ ;
- литровая мощность  $N_l = 57 \text{ кВт/л}$ ;
- минимальный удельный эффективный расход топлива  $g_{e\min} = 280 \text{ г/кВт·ч}$ .

В процессе регистрации ВСХ требующим внимания наблюдением стал сильный нагрев выпускного трубопровода (рис. 6).

Причины высокой температуры отработавших газов:

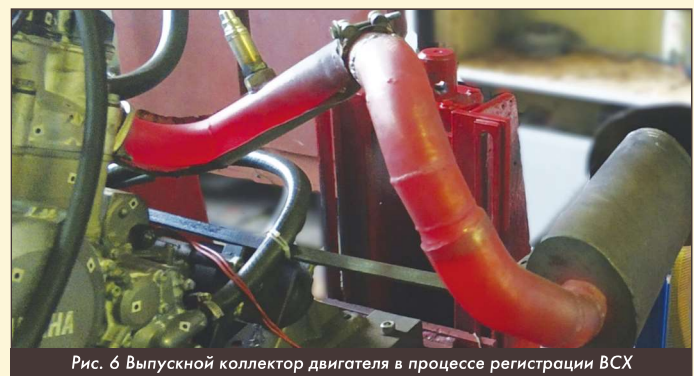


Рис. 6 Выпускной коллектор двигателя в процессе регистрации ВСХ

- позднее зажигание, необходимое для обеспечения бездетонационной работы двигателя с высокой степенью сжатия ( $\epsilon = 11,6$ ) без датчика детонации;

- большой угол опережения открытия выпускного клапана, необходимый для улучшения очистки цилиндра на высоких скоростных и нагрузочных режимах. Косвенно об этом можно судить по пламени из выпускной системы со снятым выпускным коллектором (рис. 7).

Также здесь необходимо учесть относительно невысокую точность определения углового положения коленчатого вала. Это вызвано:

- повышенными колебаниями частоты вращения коленчатого вала (YFZ450R - одноцилиндровый двигатель, не оснащенный маховиком для обеспечения высокой компактности);

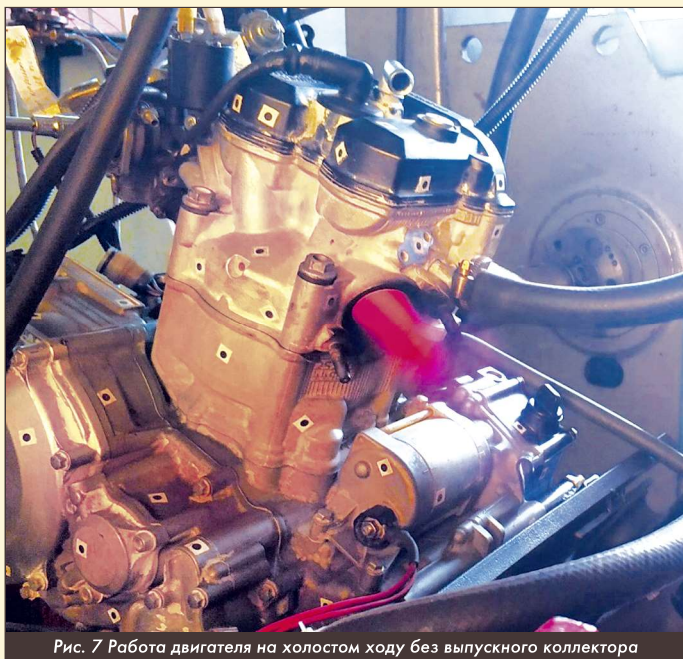


Рис. 7 Работа двигателя на холостом ходу без выпускного коллектора

- применением инкрементного колеса, выполненного по системе "12-1" (11 отметок на один оборот коленчатого вала). Уменьшение количества отметок относительно наиболее распространенной схемы "60-2" обусловлено ограниченными вычислительными возможностями системы управления [6, 7].

Недостаток такой работы двигателя - большие потери теплоты с отработавшими газами [5] что негативно сказывается на его показателях.

Одним из требований Технического регламента является ограничение на уровень шума. В связи с этим проведена оценка шума двигателя при различных конфигурациях выпускного трубопровода.

Работа заключалась в проведении замеров уровня звукового давления в различных условиях: в помещении (двигатель на стенде), на улице (двигатель на болиде) для различных нагрузочных и скоростных режимов с несколькими глушителями. Здесь приведен график (рис. 8), демонстрирующий уровень шума двигателя, установленного в боксе при работе на частоте вращения  $n = 6000 \text{ мин}^{-1}$ .

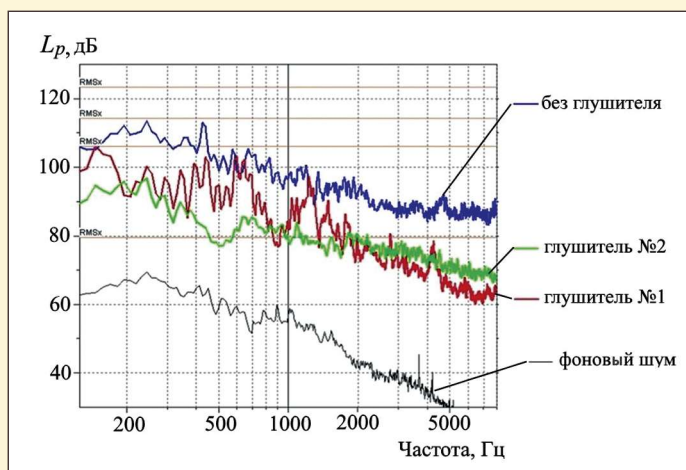


Рис. 8 Уровень звукового давления ( $L_p$ ) выпуска двигателя Yamaha YFZ450R установленного в боксе ЛД-5 (полный дроссель,  $n = 6000 \text{ мин}^{-1}$ )

Полученные результаты были полезны для дальнейшего проектирования системы выпуска отработавших газов. На данном этапе можно дать рекомендацию по применению глушителя № 2.

#### Планы на дальнейшую работу

Установка предписанного Техническим регламентом рестриктора приводит к значительному нарушению рабочего процесса двигателя. В связи с этим принято решение по установке инженерной системы управления НПП ИТЭЛМА, что должно позволить про-

водить калибровочные работы после внесения изменений в конструкцию двигателя.

Адаптация системы управления к установке на двигатель осложнена тем, что двигатель имеет ряд нехарактерных для легковых автомобилей особенностей с точки зрения электронного управления, например, фазированный впрыск с определением фазы по разрежению на впуске с помощью датчика абсолютного давления.

#### Выводы

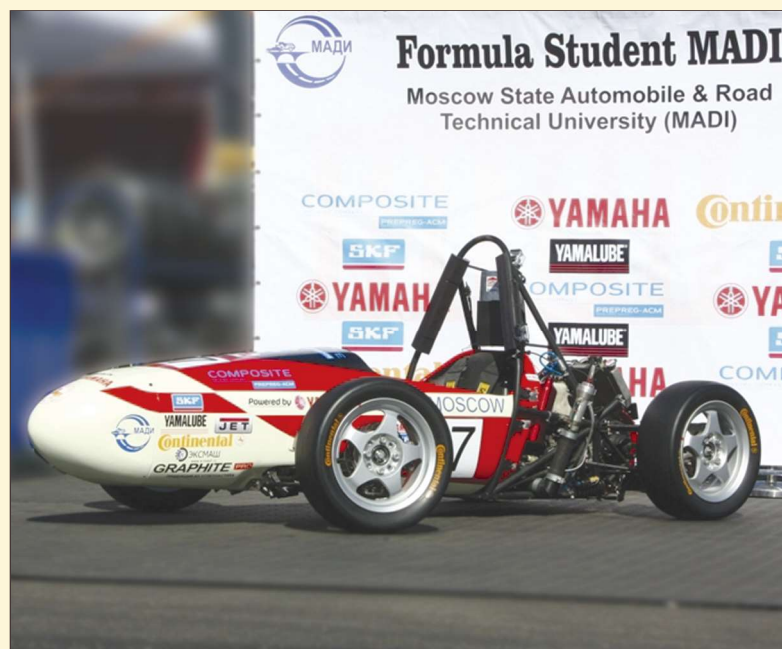
Двигатель болида Формулы Студент МАДИ установлен на моторный стенд в проблемной лаборатории транспортных двигателей (ПЛТД) кафедры "Теплотехника и автотракторные двигатели" МАДИ, проведены замеры его уровня шума и зарегистрирована внешняя скоростная характеристика (ВСХ). Это позволило дать рекомендации по выбору глушителя и определить предельные мощностные показатели двигателя.

Основная текущая задача - замена штатной системы управления на систему управления ИТЭЛМА, её адаптация и калибровка. Целесообразность данной работы обусловлена необходимостью настройки двигателя после внесения в него конструктивных изменений, требуемых Техническим регламентом. **□**

#### Литература

1. Formula Student // Formula Student Germany - URL: <http://www.formulastudentgermany.de/fsgrules> (дата обращения: 08.10.2018).
2. Yamaha Motor Corporation. Service manual YFZ450RY. -1-e изд. / Yamaha Motor Corporation - U.S.A., 2008. - 386 с.
3. Shatrov M.G. Research Of The Impact Of Injection Pressure 2000 Bar And More On Diesel Engine Parameters / M.G. Shatrov, L.N. Golubkov, Dunin A.U., Yakovenko A.L., Dushkin P.V. // Inter-national Journal Of Applied Engineering Research ISSN 0973-4562. Volume 10, number 20 (2015), pp 41098-41102.
4. Shatrov M.G. Influence of high injection pressure on fuel injection performances and diesel engine working process / M.G. Shatrov, L.N. Golubkov, Dunin A.U., Yakovenko A.L., Dushkin P.V. // Thermal Science. Volume 19, Issue 6, 2015, Pages 2245-2253.
5. Автомобильные двигатели: учебник для вузов / под ред. М.Г. Шатрова. - М.: Академия, 2010. - 464 с.
6. Гирявец А.К. Теория управления автомобильным бензиновым двигателем. / А.К. Гирявец - М.: Стройиздат, 1997. - 161 с.
7. Пинский, Ф.И. Микропроцессорные системы управления автомобильными двигателями внутреннего сгорания / Ф.И. Пинский, Р.И. Давтян, Б.Я. Черняк. - М.: Легион-Автодата, 2004. - С.136.

Связь с авторами: [levvap@gmail.com](mailto:levvap@gmail.com)



# ОБРАБОТКА МОНОКОЛЕСА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА 5-ОСЕВОМ ОБРАБАТЫВАЮЩЕМ ЦЕНТРЕ

## С 52 U MT DYNAMIC КОМПАНИИ HERMLE



5-осевой обрабатывающий центр С 52 U MT dynamic в модификации Mill/Turn с дополнительным инструментальным магазином

**В**ысокоточная обработка деталей сложной геометрии - вот основное назначение 5-осевых обрабатывающих центров компании Maschinenfabrik Berthold Hermle AG. В рамках промышленной выставки "Металлообработка", проходящей в этом году в Москве с 27 по 31.05.2019 г., на стенде 2С03 в павильоне 8 компания Hermle AG демонстрирует моноколесо с лопатками, изготовленное на 5-осевом обрабатывающем центре С 52 U MT dynamic (MT означает модификацию Mill/Turn).



5-осевая токарная и фрезерная обработка колеса с одним зажимом



3D-модель готового моноколеса

Изготавливаемое на выставке моноколесо диаметром 1050 мм используется в силовых агрегатах известных производителей. Моноколеса изготавливаются с высочайшей точностью и качеством поверхности на станках Hermle. Основной операцией является

комбинированная токарная и фрезерная обработка в одном зажиме. Дополнительно к обрабатываемому центру для обеспечения необходимого уровня качества требуются также опыт и знания в кинематике станка, стратегии САПР/АСУТП, а также инструменты и зажимы.

Обрабатывающий центр С 52 U MT dynamic компании Hermle обеспечивает оптимальные условия для рентабельной обработки моноколеса в одном зажиме. Благодаря большому диаметру зоны опасности столкновения  $\varnothing 1290$  мм, широкому углу поворота по оси А от  $+100^\circ$  до  $-130^\circ$ , высокой динамике станка в комбинации с точностью контура и общеизвестной прецизионности станков Hermle обеспечиваются идеальные результаты фрезерования. Другим значительным преимуществом MT-технологии Hermle является токарная обработка с интерполяцией по оси А с числом оборотов заготовки до 500 об/мин. Это позволяет использовать токарный инструмент малой длины и, следова-

тельно, высокой жесткости, что сводит к минимуму износ инструмента и сокращает затраты.

Дополнительно в целях автоматизации обрабатывающий центр С52 U MT dynamic можно дооборудовать системами смены палет PW 2000 или PW 3000. Производственными процессами управляет HACS - программное обеспечение Hermle для управления палетами и заданиями. HACS выполняет интуитивное присвоение программ ЧПУ, захват и расчет нулевых точек, определение заказов для подсчета количества, приоритетности заданий и планирования, а также предварительный расчет времени работы и использования инструментов.

Комбинированная фрезерная и токарная обработка - высокодинамичная, одновременно по 5 осям. Концепция MT позволяет выполнять все операции токарной обработки даже при наклонном положении стола. При этом обрабатывающий центр С 52 U MT способен обрабатывать детали массой до 2000 кг.



Устройство смены палет PW 3000 на 5-осевом обрабатывающем центре Hermle

Технические характеристики 5-осевого обрабатывающего центра С 52 U MT dynamic

Пути перемещения X-Y-Z	1000 - 1100 - 750 мм
Ускоренный линейный ход X-Y-Z	60 - 60 - 55 м/мин
Линейное ускорение X-Y-Z	6 м/с <sup>2</sup>
Число оборотов	9000/12 000/18 000 об/мин
Система управления	TNC 640 / S 840 D sl
Наклонно-поворотный стол	
Диаметр	$\varnothing 1000$ мм
Зона поворота	$+100^\circ / -130^\circ$
Число оборотов по оси А	20 об/мин
Число оборотов по оси С	500 об/мин
Грузоподъемность стола	
при точении макс.	1000 кг
при фрезеровании макс.	2000 кг

Конструктивные особенности обрабатывающего центра

- ♦ Полностью интегрированная токарная техника
- ♦ Интегрированная система балансировки
- ♦ Усиленный верх кабины
- ♦ Производственная кабина
- ♦ Фрезерная обработка: обработка с 5 сторон / одновременная обработка по максимум 5 осям
- ♦ Токарная обработка: горизонтальная / вертикальная, одновременно по максимум 5 осям

За дополнительной информацией российские специалисты могут обратиться в представительство компании Maschinenfabrik Berthold Hermle AG в России по адресу:  
127018, Москва, ул. Полковая, д. 1, стр. 4.  
Тел.: +7 495 627 36 34. Факс: +7 495 627 36 35.  
[www.hermle-vostok.ru](http://www.hermle-vostok.ru)

# ПРОСТОЙ ПРИБОР ДЛЯ ПРОВЕРКИ БЕНЗИНА

**Александр Юрьевич Шабанов**, к.т.н., доцент кафедры "Инжиниринг силовых установок и транспортных средств", Санкт-Петербургского Политехнического Университета Петра Великого  
**Юрий Викторович Казарин**, инженер ООО "КАМЕЛИТ"

Работа выполнялась на базе ОАО "НИКТИД", г. Владимир, ул. Лакина, д. 1-а.  
 Устройство прибора защищено патентом России №2653777, МПК G01N 27/22.

*Проведено экспериментальное исследование с целью определения точности измерения октановых чисел бензинов с помощью прибора "ОКТИС-2" в сопоставлении с замерами с использованием установки УИТ-85. В процессе исследования были исследованы групповые составы и величины ОЧИ ряда товарных бензинов АИ-92-К5, АИ-95-К5, АИ-98-К5, АИ-100-К5, реализуемых на топливном рынке Санкт-Петербурга. Определены параметры калибровок прибора "ОКТИС-2", обеспечивающих минимальную погрешность определения октанового числа.*

*Прослежена взаимосвязь между содержанием кислородосодержащих компонент топлива и погрешностью определения октанового числа. Сделан вывод о возможности использования прибора "ОКТИС-2" с целью проведения оперативного оценочного анализа качества топлива.*

*An experimental study to determine the accuracy of determining the octane numbers of gasoline using the device "OCTIS-2" in comparison with measurements using the installation of UIT-85. In the course of the study, the group compositions and values of the Octane Number the raws of commercial gasoline AI-92-K5, AI-95-K5, AI-98-K5, AI-100-K5 sold in the fuel market of St. Petersburg were studied. Parameters of calibrations of the device "OCTIS-2", providing the minimum error of determination of octane number are defined. Traced the relationship of medusagorgona oxygenated fuel component and accuracy of determining octane number. The conclusion about possibility of use of the device "OCTIS-2" for the purpose of conducting an operational assessment analysis on fuel quality.*

**Ключевые слова:** автомобильный бензин, октановое число, групповой состав.

**Keywords:** gasoline, octane number, group composition.

Вечных проблем в России несколько. Из основных - дураки, дороги и качество топлива. Издавна водятся на некоторых АЗС "Василии Алибабаевичи", для которых разбавить бензин чем-то понесуразнее, или из дешевой бодяги сделать "высококачественное" дорогое топливо - обычный стиль жизни. И, несмотря на то, что такие деятели постепенно вымирают - уровень качества топлива, как показывают проверки, растет, но вероятность попасть в беду все равно остается.

А беда ли это? Для современного форсированного бензинового мотора - еще какая беда! Испробовав непотребного топлива, можно достаточно быстро отправить мотор на свалку. Это - и прогоревшие поршни, и зависшие клапаны, повстречавшиеся с поршнями, и убитые катализаторы. Уж о мертвых свечах, лямбда-зондах и инжекторах можно и не говорить. Стоимость ремонта современного мотора зашкаливает - да и сделаны они так, что в гараже своими руками мало что можно исправить. Кстати, при зажегшихся "CheckEngine" (буде на Вашем автомобиле системы контроля установлены) первое, что сделает диагност и специалист по гарантии сервис-центра - отберет пробу топлива. И, если анализ покажет, что оно хоть по одному параметру не соответствует нормативным документам, о гарантийном ремонте можно будет забыть. В нашей практике бывали случаи, когда цена копейки экономии при заправке на "дешевой" АЗС выливалась ремонтом, стоимость которого приближалась к остаточной стоимости всего автомобиля.

Проблем качества топлива много. Это и "грязное" топливо, содержащее большое количество смол (что, кстати, не нормируется ничем). Это - прямой путь к залеганию поршневых колец и зависанию клапанов в двигателе. Неправильный фракционный состав тянет за собой либо кипение топлива летом в "пробках", либо отказ мотора запускаться, когда на улице холодно. Использование неправильных присадок в больших концентрациях может убить свечи, датчики, зарастить мотор отложениями, не позволяющими ему нормально работать. Другие добавки резко снижают теплотворную способность топлива и приводят к неустойчивой работе двигателя на холостом ходу и малых нагрузках. Итог - удовольствие от вождения резко снижается, приходится расходовать здоровье, нервы и, конечно, лишние деньги.

Но важнейший параметр топлива - его октановое число, которое характеризует склонность двигателя к детонации. Это те самые "92", "95", "98" и даже "100", которые мы видим на топливораздаточных колонках АЗС и на ценниках. Если октановое число

не соответствует требуемому двигателем, в цилиндрах процесс сгорания начинает проходить взрывообразно. Итог - перегрев поршней и клапанов, вплоть до их прогаров, повышенные нагрузки на подшипники коленчатого вала. При длительной работе двигателя с детонацией возможны тяжелые необратимые дефекты - задиры поршней, заклинивание коленчатого вала.

Современные высокофорсированные двигатели, особенно с наддувом, особенно требовательны к октановому числу. Им показан АИ-98 и АИ-100, и лишь в редких случаях - АИ-95. Но далеко не каждый НПЗ обладает современными технологиями и оборудованием, на которых можно сразу получить такое октановое число. И тогда в ход идут методы компаундирования - смешения базового бензина со сравнительно невысоким октановым числом с октаноповышающими присадками или добавками. Они вполне легитимны, но - не все, и только в разрешенных концентрациях. Вот тут и появляются те самые некачественные топлива, применение которых опасно для мотора.

Как выявить такие бензины? К сожалению, реальное октановое число топлива ни на цвет, ни на запах, ни даже на вкус не определить! Для этого, согласно действующим ГОСТам, требуются специальные одноцилиндровые установки (УИТ-65 или УИТ-85), в которых можно искусственно вызвать детонацию и измерить ее интенсивность. И только данные, полученные на таких установках, являются полностью достоверными. Но такой метод контроля очень не оперативен - надо отобрать пробы, причем с соблюдением определенных правил, на которые есть свой ГОСТ. Потом пробы отвезти в специальную аккредитованную лабораторию, которых по стране немного. В Москве и Питере есть по три-четыре таких лаборатории, а где-то, даже в недалеком "Замкадье" с поиском подходящей лаборатории уже проблема. Да и денег такой анализ стоит немалых. Потому, пока ждешь результатов определения качества бензина, мотор уже и спалить можно.



Индикатор октанового числа автомобильного бензина ОКТИС-2

**Таблица 1. Результаты замеров ОЧИ бензинов с помощью прибора "ОКТИС-2"**

№	Наименование марки бензина	ОЧИ по данным УИТ, ед.	ОЧИ по ОКТИС-2, ед.	Погрешность, %
<b>Бензины АИ-92-К5</b>				
1	Образец №1	92,2	90,8	1,5
2	Образец №2	92,1	91,5	0,7
3	Образец №3	92,4	92,3	0,1
4	Образец №4	92,1	92,9	0,9
<b>Бензины АИ-95-К5</b>				
5	Образец №1	95,2	95,4	0,8
6	Образец №2	95,0	94,8	0,2
7	Образец №3	95,3	95,1	0,2
8	Образец №4	95,1	95,1	0,0
9	Образец №5	95,6	100,0	4,6
<b>Бензины АИ-98-К5</b>				
10	Образец №1	98,4	99,2	0,8
11	Образец №2	98,2	98,2	0,0
12	Образец №3	97,6	97,2	0,4
<b>Бензины АИ-100-К5</b>				
13	Образец №1	99,7	99,2	0,5
14	Образец №2	99,6	98,7	0,9

Есть ли способ оперативно, быстро, практически в режиме реального времени оценить степень опасности бензина? Есть такой способ. Он является косвенным, поскольку измеряется не непосредственно интенсивность детонации, а диэлектрическая проницаемость бензина. Она зависит от углеводородного состава топлива и прямо коррелирует с его детонационной стойкостью. А дальше - все просто. В калибровке прибора используются три бензина с известным октановым числом и соответствующей диэлектрической проницаемостью. Октановое число испытуемого бензина в этом случае может быть определено по интерполяционной кривой с использованием результата замера его диэлектрической проницаемости. А это можно сделать практически мгновенно.

Именно этот принцип реализован в приборе "Индикатор октанового числа автомобильного бензина ОКТИС-2". Определение качества топлива этим прибором может осуществляться двумя способами - проточным, при котором насадка прибора надевается на заправочный пистолет АЗС и дальше производится обычная заправка автомобиля бензином. На дисплее прибора высветится реальное октановое число бензина, который течет через прибор. Может также использоваться погружной способ определения - заправка производится в канистру либо другую емкость, и замер октанового числа осуществляется путем погружения прибора в бензин. Все просто, быстро и наглядно. Но насколько можно доверять результатам, которые показывает этот прибор?

Для ответа на этот вопрос было проведено тестирование этого прибора на большой выборке автомобильных бензинов всех марок - АИ-92, АИ-95, АИ-98, АИ-100, реализуемых на топливном рынке Санкт-Петербурга. Тестированием были охвачены все основные бренды - "Лукойл", "Газпромнефть", "Роснефть", "КИНЕФ", "Татнефть" и т.д. По нашим оценкам, глубина охвата марок и брендов составила порядка 80...85% топливного рынка региона.

На городских АЗС были закуплены пробы топлив (всего 14 образцов). Они были отданы в аккредитованную лабораторию, где на установке УИТ-85 были измерены их реальные октановые числа (ОЧИ). Кроме того, были определены углеводородные составы топлив. А потом октановые числа этих бензинов измерили с помощью прибора "ОКТИС-2".

Результат показателен - по абсолютному большинству топлив показания "ОКТИС-2" дали результат, близкий к реальному. При этом надо учесть, что погрешность метода определения октанового числа с помощью установки УИТ составляет порядка 0,5 единицы ОЧ. То есть - верить прибору можно. Но ведь нашелся образец № 5 бензина АИ-95-К5, который дал существенную погрешность - прибор показал невиданную щедрость АЗС, наливший в бак под видом обычного 95-го якобы новейший 100-й бензин! Что это? Ответ дало специальное исследование, построенное на базе анализа углеводородного состава топлива.

Этот бензин отличался от всех остальных тем, что в его составе было значительно больше октаноповышающих компонент на

базе спиртов. То есть в топливе было много связанного кислорода. А диэлектрическая проницаемость топлива очень чувствительна к этому. Это надо учитывать при использовании индикатора октанового числа - если прибор показывает явно завышенный результат, к такому топливу надо относиться осторожно. Большое количество таких компонент, повышая октановое число, ухудшает другие важные показатели бензина.

Реально, практика показывает, что безопасным для двигателя является диапазон показаний +/- 1,5 ед. октанового числа относительно заявленного.

Можно ли предъявить претензии к АЗС на основании показаний прибора "ОКТИС-2"? Примет ли эти замеры в рассмотрение суд? Нет, и это надо понимать. Полученные данные - это лишь некий ориентир для автомобилиста в плане оценки уровня качества топлива, информация для личного пользования. Но, если регулярно "ОКТИС-2" показывает, что топливо какое-то не такое, то это повод обратиться к контролирующим органам с просьбой более внимательно проверить эту АЗС. И уж точно - отказаться от ее бензина. **И**

**А.Ю. Шабанов, г. С.-Петербург, тел. 8-921-304-85-08.  
Ю.В. Казарин, г. Владимир, тел. 8-961-259-36-24.**

**ИНФОРМАЦИЯ**

Компания Mercedes-Benz представила полностью электрический гоночный автомобиль EQ Silver Arrow 01, который примет участие в гонках Formula E в 2019 г. Гонки Formula E стартовали в 2014 г. в качестве "электрической альтернативы" гонкам Formula 1. Среди команд, принимающих участие в гонках Formula E, уже числятся команды Audi, BMW, Nissan и Jaguar.

Гоночный автомобиль EQ Silver Arrow 01 не является автомобилем, построенным компанией Mercedes-Benz с чистого листа. В нем использовано шасси, собранное из элементов, выпущенных компаниями Spark

и Dallara. Аккумуляторная батарея, емкостью 52 кВт·ч, состоит из ячеек производства Sony, а изготовителем собственной батареи является компания Atieva.

Электродвигатели EQ Silver Arrow 01 имеют суммарную мощность в 340 л.с. и обеспечивают разгон автомобиля массой 908 кг до 100 км/ч за 2,7 с. Эти цифры являются типовыми показателями, которые определяются правилами гонок Formula E. Правила гонок разрешают участникам использовать собственные трансмиссии, включая электродвигатели, коробку передач и силовой инвертор, - в основном эле-

менты, которые соединяются с аккумуляторной батареей. Это превращает автомобили Formula E в идеальные испытательные стенды для отработки технологий, которые позже будут использоваться в серийных автомобилях. **И**



# ИСТОРИЯ АВИАЦИИ В МОДЕЛЯХ. АВТОЖИР



Валентин Георгиевич Иванов, старший научный сотрудник Политехнического музея

История техники идёт по спирали. Следующий виток по уровню выше предыдущего. Так произошло и с автожиром. Для начала - определение из энциклопедии: автожир - летательный аппарат, использующий для создания подъёмной силы свободно вращающийся в режиме авторотации несущий винт. Изобретение автожира приписывают испанскому инженеру Хуану де лаСьерва, его автожир С-4 совершил первый полёт 31 января 1923 года.

Полные сведения о работе над автожирами в СССР приведены в двухтомнике издательского отдела ЦАГИ: "Самолётостроение в СССР 1917 - 1945 год". В октябре 1929 года молодые инженеры ЦАГИ Н.И. Камов и Н.К. Скржинский приступили к постройке первого отечественного автожира. Опираясь на опыт Х. Сьерва, был создан автожир КАСКР-1 "Красный инженер". Лётчик И.В. Михеев первый раз поднял его в воздух 25 сентября 1929 года на центральном аэродроме в Москве. Будущий Генеральный конструктор вертолётов СССР Николай Ильич Камов в первом полёте был пассажиром автожира. Опытная машина совершила 79 полётов с общим налётом 2 часа.

В секции особых конструкций ЦАГИ И.П. Братухин, используя зарубежный опыт, разработал инженерные методы аэродинамического и балансировочного расчёта автожиров. Работа сотрудника секции М.Л. Миль "Балансировка и устойчивость автожира" стала первым отечественным исследованием в этой области. В следующие годы четырьмя автожирными бригадами нового отдела особых конструкций (ООК) ЦАГИ была построена целая серия опытных машин. В их испытаниях инженеры впервые столкнулись с проблемами, характерными для винтокрылых аппаратов: земного резонанса, поломка лопастей при ошибках управления в планировании, усталостное разрушение лопастей и др. В середине 1930-х гг. в ООК было принято решение о постройке экспериментального бескрылого автожира с высокими лётно-техническими характеристиками под индексом А-12. Предполагалось достигнуть скорости 300 км/ч и потолок до 7000 метров. Руководил проектированием Н.К. Скржинский. Выбор параметров аппарата произвёл М.Л. Миль. При выборе компоновки остановились на испытанной конструкции истребителя И-15, заменив бипланную коробку самолёта ротором автожира.

10 мая 1936 года А.П. Чернавский совершил первый полёт автожира А-12. Затем лётчик-испытатель С. Козырев начал серию полётов со всё возрастающими показателями. Последний 45-ый полёт на 19 часу лётных испытаний закончился катастрофой из-за усталостного разрушения лопасти. Лётное происшествие имело печальные последствия для всего направления работ по автожирам и для создателей аппаратов. А.М. Изаксон, А.М. Черёмухин и ряд других ведущих специалистов были репрессированы, под давлением жёстких наказаний при непременных отказах опытной техники работы в этих направлениях ЦАГИ были свёрнуты, проекты новых машин закрыты, производство свёрнуто, Ухтомский аэродром ликвидирован.

А-7 - советский двухместный автожир крылатого типа с трёхлопастным ротором, разработанный Н. И. Камовым.



Первый в мире боевой автожир и первый серийный винтокрылый летательный аппарат в СССР.

Первый аппарат был построен в апреле 1934 г. на заводе опытных конструкций при ЦАГИ. В мае автожир был перевезён на аэродром для наземных гонок двигателя и пробежек. 20 сентября 1934 года был совершен первый полёт. Испытания А-7 закончились в декабре 1935 года. Но это не помешало автожиру участвовать на авиационном параде в честь дня авиации 18 августа 1935 г.

В начале 1938 г. входил в состав экспедиции для снятия с дрейфующей льдины у берегов Гренландии станции "Северный полюс-1", возглавляемой И. Д. Папаниным. Однако ледокол "Ермак", на котором перевозился А-7, опередили гидрографические суда "Таймыр" и "Мурман", и автожир не успел принять участие в спасательной операции.

Зимой 1939/1940 года во время войны с Финляндией два автожира были отправлены на фронт для корректировки артиллерийского огня. Было совершено несколько боевых разведывательных вылетов[1].

В начале 1941 года автожир проходил лётные испытания по применению на авиационных работах в предгорьях Тянь-Шаня. Экспедиция была организована Наркомлесом и Аэрофлотом для борьбы с яблочной молю и продлилась месяц. Автожир показал эффективность, сравнимую с самолётами, а по некоторым параметрам и превзошёл их. Автожиру не нужны большие площадки для взлёта и посадки, воздушный поток от ротора направлял поток ядохимикатов строго вниз, что за счёт попадания ядов и на нижнюю поверхность листьев повышало эффективность их применения.

С началом Великой Отечественной войны из пяти А-7-3а сформировали отдельную автожирную эскадрилью

Возобновить постройку автожиров в СССР удалось И.И. Камову. В марте 1940 года в Подмоскowie был образован завод винтокрылых летательных аппаратов. Н.И. Камов был назначен главным конструктором, М.Л. Миль его заместителем. Заводу, наряду с другими задачами, была поручена доводка серийных автожиров А-7-3А. В первой половине 1940 года эти машины прошли контрольные испытания. В августе 1941 года из них сформировали и отправили на фронт автожирную разведывательно-корректировочную эскадрилью. Эскадрилья летала только по ночам для связи, перевозки почты и разбрасывания листовок. Для разведывательных полётов автожиры нужно было прикрывать истребителями, которых обычно не хватало. При отступлении машины эва-

**Модель автожира японской фирмы Каяба "Ка-Го" в масштабе М 1:72**



использовался ArgusAs 10 мощностью 240 л.с. Все следующие машины - модификации этой модели. Автожиры флот Японии использовал на борту авианосцев для борьбы с подводными лодками США. Лётчики обнаруживали лодки, но уничтожить ни одну из них не удалось

Аппарат с двумя открытыми кабинами, бескрылый, с ротором, не снабжённым приводом от мотора. Общая компоновка советского и японского автожиров совпадает до устройства отдельных узлов.

В настоящее время автожиры получили широкое распространение как простая недорогая и лёгкая в управлении машина для частных и развлекательных полётов.

**Связь с автором: [vgivanov@polytech.one](mailto:vgivanov@polytech.one)**



**Современные автожиры разной конструкции на салоне "Helirusia-2010"**

куировали в Билимбай, затем переданы в Оренбургское лётное училище. Эти автожиры были единственными, принимавшими участие в Великой Отечественной войне.

Модель автожира А-12 в масштабе М 1:72 имеется в переданной Музею коллекции Ивана Кудишина. На модели хорошо просматривается устройство бескрылого аппарата с ротором, не снабжённым приводом от мотора.

В Центральном музее Военно-воздушных сил экспонируется опытный автожир БВР.

Вторая в коллекции модель автожира отражает устройство образца, созданного японской фирмой Каяба под индексом "Ка-Го". Первый японский автожир был разработан на основе двухместного автожира американского производства Kellett KD-1A. Американский автожир в единственном экземпляре был привезён в Японию в 1939 году, но вскоре потерпел серьёзную аварию. Аппарат получил значительные повреждения и не подлежал восстановлению. Обломки были переданы небольшой фирме "Каяба" (Kayaba) для разработки аналога военного назначения. Первый Kayaba Ka-1 был выпущен на заводе в Сендай и совершил первый полёт 26 мая 1941 года. От предшественника он отличался, в основном, двигателем - вместо звездообразного Jacobs R-755



# XVI ОЛИМПИАДА ПО ИСТОРИИ АВИАЦИИ И ВОЗДУХОПЛАВАНИЯ



**Александр Иванович Бажанов**, академик Международной инженерной академии

**25-26** апреля 2019 года в Москве на территории МГТУ им. Н.Э. Баумана состоялся Молодёжный симпозиум XVI Международной олимпиады по истории авиации и воздухоплавания им. А.Ф. Можайского, посвященный 100-летию регулярных пассажирских авиаперевозок.

Олимпиада проводится Клубом авиастроителей и Академией наук авиации и воздухоплавания при поддержке Союза машиностроителей России.

Главная цель проведения Олимпиады - популяризация российской авиастроительной отрасли, формирование будущего сообщества авиастроителей, патриотическое воспитание молодёжи и успешная социализация подростков в профессиональном сообществе.

Олимпиада, ставшая уже традиционной, ежегодно привлекает внимание подростков, увлекающихся авиацией, из различных регионов России и ближнего зарубежья. В течение всего учебного года участники публикуют свои работы, получают отзывы на них как от своих сверстников, так и от профессионалов, общаются с интересными людьми. Тот факт, что первый тур Олимпиады проходит в сети интернет, а второй - очный - в виде Молодёжного симпозиума финансируется спонсорами и меценатами, позволяет подросткам участвовать в мероприятии независимо от благосостояния их семей.

В первый день симпозиума финалисты Олимпиады, представители регионов и их сопровождающие посетили Государственный научный центр ФГУП "Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского", в котором хотели бы побывать многие любители авиации. Экскурсанты увидели Аэродина-

мическую трубу Т-101, посетили зал статических испытаний, ознакомились с экспозициями музея, узнали об истории создания и развития ЦАГИ - центра авиационной науки нашей страны.

После экскурсии участники симпозиума приехали в МГТУ им. Н.Э. Баумана и приняли участие в серии психологических тренингов и консультаций, направленных на сплочение команды и снятие излишнего эмоционального напряжения. По окончании тренингов ребята встретились со своими консультантами и потренировались в работе с презентационным оборудованием.

26 апреля финалисты представили свои работы на Молодёжном симпозиуме. В 10.00 ведущий симпозиума - Гвоздев Сергей Валентинович, исполнительный вице-президент Клуба авиастроителей, предоставил слово для открытия симпозиума первому вице-президенту Клуба авиастроителей, профессору Виктору Ивановичу Зазулову.

В работе Жюри олимпиады приняли участие: председатель жюри, доктор философских наук, профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана, Почётный работник высшего образования РФ, академик Российской академии естественных наук Надежда Гегамовна Багдасарьян; главный редактор журнала "Двигатель", генеральный директор НТП "Рэм-вибро", академик Международной инженерной академии Александр Иванович Бажанов; первый вице-президент Клуба авиастроителей, Лауреат Государственной премии, действительный член Академии транспорта, действительный член Академии наук авиации и воздухоплавания, доктор технических наук, профессор Виктор Иванович Зазулов; Заслуженный лётчик-испытатель СССР, Герой Советского Союза, писатель Владимир Николаевич Кондауров; вице-президент Клуба авиастроите-



С.В. Гвоздев



В.И. Зазулов



В.К. Балтян



Г.П. Скрובה-Кошкина



лей по образовательным и профориентационным проектам, директор международного института новых образовательных технологий РГГУ, кандидат технических наук Сергей Викторович Кувшинов; заведующий кафедрой "Летательные аппараты" Южного федерального университета, Генеральный конструктор ТАНТК им. Г.М. Бериева, Лауреат премии правительства России в области науки и техники, доктор технических наук, профессор, действительный член Российской академии транспорта Геннадий Сергеевич Панатов; доктор технических наук, заместитель Генерального конструктора АО "Вертолёты России" Андрей Александрович Пухов; Заслуженный лётчик-испытатель Российской Федерации, космонавт-испытатель ЛИИ им. И.М. Громова Урал Назибович Султанов; военный лётчик, авиажурналист, Почётный член Авиационного содружества "Свети Илия", Кавалер Почётного Золотого знака пилота ВВС и ПВО Армии Сербии Радмила Дмитриевна Тонкович (Республика Сербия); кандидат технических наук, доцент, специалист в области аэрокосмической техники Владимир Николаевич Шауров; известные инженеры, ученые и журналисты.

В качестве почётных гостей в симпозиуме приняли участие: депутат Государственного Собрания - Курултая Республики Башкортостан Вячеслав Васильевич Аброщенко; доктор политических наук, профессор, директор Ростовского филиала Московского государственного технического университета гражданской авиации Григорий Леонидович Акопов; кандидат экономических наук, профессор, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета) Галина Александровна Аминова; ведущий аналитик Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана Валерий Кононович Балтян; директор музея Московского авиационного института (национального исследовательского университета) Павел Степанович Герцев; учёный секретарь Академии наук авиации и воздухоплавания Александр Витальевич Ефимов; доктор технических наук, профессор кафедры "Конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов" Самарского национального исследова-



Ксения Мусина



Никита Лохоня



Роман Трушников



Борис Беляков



Дмитрий Егоров



Никита Комиссаров



Последний инструктаж участников Молодёжного симпозиума

тельного университета имени академика С.П. Королёва Владимир Андреевич Зрелов; генеральный директор ОАО "Научно-производственное предприятие "Темп" им. Ф. Короткова" Денис Владимирович Иванов; кандидат технических наук, специалист в области теории и практики обеспечения безопасности полётов и расследования авиационных происшествий Александр Николаевич Качалкин; старший научный сотрудник Центрального научного института ВВС Николай Валентинович Линков; главный специалист департамента молодёжной политики Союза машинострои-



Жюри за работой



Юлия Даринцева



Тимур Кильметов



Андрей Чиков



Аркадий Мокряк



Владимир Тикшаев

телей России Александр Романович Макаров; президент Фонда М.Л. Миля Надежда Михайловна Миль; полковник ВВС, член Совета ООО "Содружество вертолётчиков России", член-корреспондент Академии проблем безопасности, обороны и правопорядка Галина Петровна Скрובה-Кошкина; проректор по учебной работе Уфимского государственного авиационного технического университета, кандидат техни-

чески наук, доцент Сергей Владимирович Чертовских; заведующий авиационным сектором Севастопольского отделения Русского географического общества Василий Гаврилович Ятленко и победители прошлых олимпиад Анастасия Васильевна Бадакова, Илья Александрович Гришин, Венедикт Владимирович Дорошко, Степан Игоревич Жилин, Денис Александрович Сухарев.

Психологическое сопровождение мероприятия осуществляли детские психологи Иван Андреевич Дрозд и Эльмира Шамильевна Дрозд.

Все финалисты олимпиады получили Сертификаты победителей Первого тура, сувениры от интернет-магазина товаров для хобби "Armata-models.ru" (Москва), компании "Модельер" (Москва) и от Союза машиностроителей России; книги доктора технических наук, академика РАН, Героя РФ, заслуженного ученого и конструктора в области вертолестроения, Генерального конструктора АО "Камов" Сергея Викторовича Михеева и Заслуженного лётчика-испытателя СССР, Героя Советского Союза, Владимира Николаевича Кондаурова.

Победителями шестнадцатой Олимпиады стали:

- 1 место - Борис Антонович Беляков (Иваново);
- 2 место - Андрей Вячеславович Чиков (Давлеканово, Республика Башкортостан);
- 3 место - Юлия Олеговна Даринцева (Уфа, Республика Башкортостан).

Призы победителям Олимпиады предоставили: Союз машиностроителей России и ведущая Российская часовая компания "Romanoff".



Вручение победителю призов и наград

Специальный приз Клуба авиастроителей "Приз зрительских симпатий" за первое место в рейтинге популярности на сайте Олимпиады вручили Чикову Андрею Вячеславовичу (Давлеканово, Республика Башкортостан).

Специальные призы получили:

- Ксения Анатольевна Мусина (Нефтекамск, Республика Башкортостан) "За высокохудожественное представление историко-исследовательской работы";
- Никита Андреевич Лохона (Гурьевск, Калининградская область) "За актуальность историко-исследовательской работы";
- Аркадий Сергеевич Мокряк (Санкт-Петербург) "За смелость".

На основании п. 5.3 Положения об олимпиаде победители Олимпиады Андрей Вячеславович Чиков и Юлия Олеговна Даринцева стали членами Клуба авиастроителей.

В подготовке и проведении Молодежного симпозиума принимали участие:

ПАО "Агрегат" (Сим, Челябинская область); Академия наук авиации и воздухоплавания; ООО "АКФ-Консалтинг" (Москва); ПАО "НПП "Аэросила" (Ступино); Институт истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН; Интернет-магазин товаров для хобби "Armata-models.ru"; ООО "Кроникс Плюс" (Москва); Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет); "Модельер" (Москва); Московский государственный технический университет гражданской авиации; Ростовский филиал (Ростов-на-Дону); Московский станкостроительный завод "МСЗ-САЛЮТ"; научно-технический журнал "Двигатель"; Пермский авиационный техникум им. А.Д. Швецова; Рекламно-производственная компания "Гарусс" (Москва); Российский государственный гуманитарный университет (Москва); Санкт-Петербургский городской центр детского технического творчества; Совет депутатов Гурьевского городского округа (Калининградская область); Союз машиностроителей России; Средняя общеобразовательная школа № 31 городского округа Стерлитамак (Республика Башкортостан); Управление образования Администрации города Иваново; Управление образования Администрации городского округа города Нефтекамск (Республика Башкортостан); Уфимский государственный авиационный технический университет (УГАТУ); Фонд авиационно-космических технологий (Москва); ФГУП "Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского".

Огромную работу по подготовке и проведению симпозиума провели сотрудники Молодёжного конструкторского бюро ООО "АКФ-Консалтинг" (Москва).

Работа симпозиума транслировалась в сети Интернет.

Следующая, уже XVII Олимпиада, начнётся в октябре 2019 г. Клуб авиастроителей приглашает ребят и их родителей к участию в этом мероприятии.



# ГЕНРИХ ВАСИЛЬЕВИЧ НОВОЖИЛОВ

28 апреля ушёл из жизни выдающийся советский и российский авиаконструктор, академик Российской академии наук, лауреат Ленинской премии, дважды Герой Социалистического Труда Генрих Васильевич Новожилов.

По окончании МАИ в 1948 г. Г.В. Новожилов был направлен в ОКБ, возглавляемое Главным конструктором С.В. Ильюшиным. В ОКБ молодой инженер-механик попал в конструкторское подразделение, которое создавало планеры самолетов. В те годы ОКБ работало и над военными темами, и над созданием пассажирских самолетов. Новожилов принимает активное участие в разработках пассажирского самолета Ил-14, катапультируемых кресел для реактивного бронированного двухместного штурмовика Ил-40 и реактивного бомбардировщика Ил-46. Работая над этими проектами, Новожилов вырос до инженера-конструктора I-й категории.

Особое место в его деятельности как конструктора занимает околозвуковой самолет-бомбардировщик Ил-54 с впервые примененной схемой велосипедного шасси. Для этого самолета Новожилов проектирует задний бомбовый отсек и, как ведущий инженер по специальности, принимает участие в постройке самолета и его летных испытаниях.

Следует отметить, что Г.В. Новожилов всегда активно занимался общественной работой. Впервые это было замечено руководством ОКБ в 1956 г., когда его избрали секретарем парткома ОКБ. В течение двух лет он занимается работой с людьми, помогая им выполнять задачи по созданию новой техники.

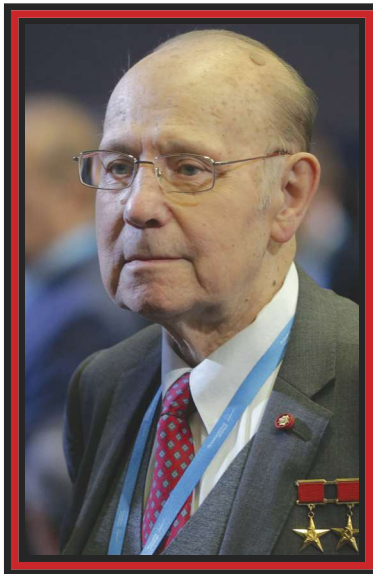
В 1958 г. С.В. Ильюшин предложил ему ответственную работу по сопровождению внедрения в эксплуатацию новейшего турбовинтового пассажирского самолета Ил-18 с назначением его на должность заместителя Главного конструктора. Одновременно ему была поручена работа по сопровождению эксплуатации всех самолетов, как военных, так и гражданских, созданных в ОКБ Ильюшина. Полученные знания по эксплуатации Ил-18 в различных регионах нашей страны и за ее пределами, позволили Г.В. Новожилову активно участвовать в разработке дальнего противолодочного самолета Ил-38.

С.В. Ильюшин заметил трудолюбие и активность Г.В. Новожилова и в 1964 г. рекомендовал Министру авиационной промышленности назначить его на должность Главного конструктора и заместителя Генерального конструктора. С этого времени Г.В. Новожилов начинает работать над созданием дальнего магистрального пассажирского самолета Ил-62. Ему была поручена ответственная работа по проведению летных испытаний самолета, запуск его в серийное производство на Казанском авиационном заводе и внедрение этого самолета в эксплуатацию.

В сентябре 1967 г. на самолете Ил-62 начались пассажирские перевозки, а через некоторое время он становится флагманом "Аэрофлота". Ил-62 впервые связал Советский Союз и американский континент беспосадочным полетом.

В конце 60-х годов коллектив ОКБ приступил к созданию первого отечественного реактивного военно-транспортного самолета Ил-76. Г.В. Новожилов, работая в должности первого заместителя Генерального конструктора, фактически возглавил работу над проектом.

В 1970 г. ухудшилось здоровье Генерального конструктора С.В. Ильюшина. Он не мог с полной отдачей продолжать работу. Поэтому он рекомендовал Г.В. Новожилова на должность Генерального конструктора. И в июле 1970 г. Распоряжением Совета Министров СССР Г.В. Новожилов был назначен Генеральным конструктором и ответственным руководителем предприятия, кото-



рое в это время полным ходом вело работы по созданию турбореактивного военно-транспортного самолета Ил-76. Г.В. Новожилов вошел в ряды таких Генеральных конструкторов авиационной промышленности страны, как А.Н. Туполев, А.С. Яковлев, А.И. Микоян, П.О. Сухой.

Заступив в должность, Генрих Васильевич не стал проводить реформы, ломать коллектив и принципы его работы, а продолжил работать с теми людьми, которые многие годы проработали с Сергеем Владимировичем и выдвинули предприятие в лидеры мирового авиастроения. И 25 марта 1971 г. в первый полет опытный самолет Ил-76 провозжали два Генеральных конструктора - Сергей Владимирович Ильюшин и Генрих Васильевич Новожилов.

В мае 1973 года Генеральный конструктор Г.В. Новожилов провожает в полет с ташкентского заводского аэродрома уже первый серийный самолет. С 1974 г. самолет начинает поступать в полки военно-транспортной авиации, и через некоторое время он становится основным ее самолетом, выполняя большинство задач по переброске войск и их вооружения в различные регионы нашей страны, а также выполняет задачи и за ее рубежами.

Ил-76 - первый отечественный военно-транспортный турбореактивный самолёт, предназначенный для эксплуатации на аэродромах с бетонными, грунтовыми и ледовыми ВПП. Всего выпущено почти 1000 самолётов более чем 20 модификаций. 150 Ил-76 поставлено за рубеж. Сейчас самолет переживает свое второе рождение. В 2012 г. первый полет совершил самолет Ил-76МД-90А - современная модификация Ил-76, который через несколько лет будет отмечать полувековой юбилей.

В 1980 г. начал пассажирские перевозки первый советский широкофюзеляжный пассажирский самолёт Ил-86, созданный под руководством Г.В. Новожилова в ОКБ имени С.В. Ильюшина. Коллективу конструкторов удалось создать самый безопасный самолёт в истории мировой авиации.

В 1988 г. было поднято в воздух новое творение коллектива, возглавляемого Г.В. Новожиловым. Им стал самолет нового поколения - дальнемагистральный широкофюзеляжный пассажирский самолет Ил-96-300 с отечественными двигателями ПС-90А. Он, как и самолет Ил-86, является самым безопасным отечественным самолетом. Благодаря высокой надежности Ил-96-300 выбран для перевозки первых лиц государства.

Создание этих самолётов привело к признанию Г.В. Новожилова человеком высокой научной культуры. Г.В. Новожилов - член-корреспондент АН СССР с 1979 года, а в 1984 году он избран действительным членом Академии наук СССР.

Генрих Васильевич оставил пост Генерального конструктора в декабре 2005 г., достигнув возраста 80 лет. Он остался работать в ОКБ в должности главного советника по науке Генерального директора - Генерального конструктора. Помимо работы в КБ Г.В. Новожилов вновь активно занимается общественной работой. В первую очередь он встречается с подрастающим поколением - школьниками и студентами. В рамках ежегодно проводимой Олимпиады по истории авиации и воздухоплавания Генрих Васильевич знакомился со всеми работами ребят, присланными на конкурс. Наиболее интересные работы он обязательно так или иначе отмечал. Буквально за несколько дней до кончины он подписал и подарил свою книгу "70 лет вместе" двум финалистам XVI Олимпиады.

*Редакция журнала "Двигатель" выражает искреннее соболезнование родным и близким великого конструктора и удивительно-го человека.*

# ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ Н.Н. ПОЛИКАРПОВ

**Владимир Петрович Иванов**, к.т.н., старший научный сотрудник, Санкт-Петербургский институт информатики и автоматизации РАН, доцент Государственного университета аэрокосмического приборостроения

*Статья посвящена вкладу Н.Н.Поликарпова в развитие ракетной техники СССР в годы Великой Отечественной войны. Показано, как благодаря его усилиям в стране создавался "Самолёт-22" – прототип первой боевой крылатой ракеты 10Х. Роль Поликарпова в подготовке кадров для ракетно-космической промышленности СССР также велика. Практику работы в его КБ прошли такие выдающиеся конструкторы-ракетчики, как М.К. Янгель, В.Н. Челомей, А.В. Потопалов, Д.Л. Томашевич, М.Р. Бисноват, М.К. Тихонравов.*

*The article is devoted to the contribution of N.N. Polikarpov at the Soviet development missile technology in the years Great Patriotic war. It is shown how, thanks to his efforts, the country created the "Plane-22" – a prototype of the first combat cruise missile 10X. The role of Polikarpov in teach for the rocket and space industry specialists of the USSR is also great. Great designers rocketers: M.K. Yangel, V.N. Chelomei, V.A. Potapov, D.L. Tomashevich, M.R. Bisnovatyi, M.K. Tikhonravov and others practices in its KB.*

**Ключевые слова:** история ракетно-космической техники, ракета, крылатая ракета  
**Keywords:** history of rocket and space technology, rocket, cruise missile

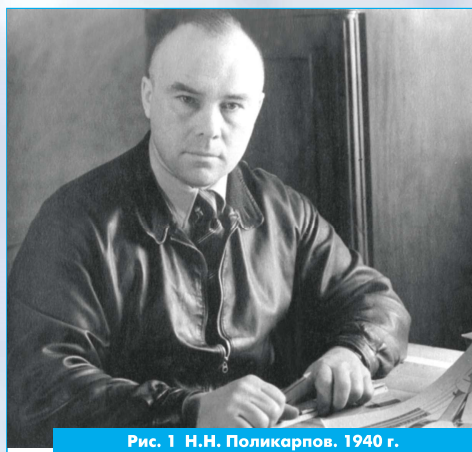


Рис. 1 Н.Н. Поликарпов. 1940 г.

знаменитый учебный самолёт У-2. Они участвовали во всех войнах 30-х - 40-х годов двадцатого века [1].

Однако по ряду причин его вклад в развитие ракетной техники СССР долгое время оставался неизвестным.

Отметим, что по своей первой специальности Н.Н. Поликарпов был двигателистом, поэтому общие теоретические проблемы создания ракетных двигателей ему были хорошо понятны. К тридцатым годам относится достаточно интенсивное его сотрудничество с РНИИ, разрабатывавшего для самолётов И-15, И-16 ракетное вооружение, реактивную катапульту для безаэродромного старта истребителя И-15 и др.

Непосредственному подключению КБ Поликарпова к проектированию ракет способствовали многие предшествующие события.

Германская фирма "Аргус" с 1938 г. проводила разработки пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, которые в итоге завершились созданием сравнительно надёжного двигателя AS 109-014. 19 июня 1942 г.

Выдающийся авиаконструктор Н.Н. Поликарпов (рис. 1) за свою яркую творческую жизнь, работая главным конструктором заводов "Дукс", № 1, № 25, № 39, № 156, № 21, № 84, № 51, спроектировал ряд самолётов, многие из которых в течение долгих лет находились на вооружении ВВС СССР. Достаточно назвать в их числе истребители И-3, И-5, И-15, И-15бис, И-153, И-16, разведчики Р-1, Р-5,

фирма "Физелер", имевшая некоторый опыт по созданию беспилотных мишеней, приступила к проектированию самолета-снаряда, или, как тогда говорили, летающей бомбы Fi-103. Для секретности использовалось следующее обозначение машины: "мишень для зенитной артиллерии (Flakzielgerät)-76", сокращенно FZG-76. Уже после начала массированного применения геббельсовская пропаганда стала называть "оружием возмездия (Vergeltungswaffe)-1" или V-1. Кроме двигателя и планера, необходимо было создать сложную по тем временам систему автоматического управления на базе автопилота "Аскания", включавшую в себя в качестве подсистем магнитный корректор (компасное устройство), мембранный бародатчик высоты, аэролог (двухлопастная вертушка со счетчиком для определения пути), пневматические исполнительные устройства. В декабре 1942 г. начались летные испытания Fi-103. В целом они развивались успешно, летом 1943 г. самолет-снаряд был рекомендован к серийному производству, а в июле 1943 г. Германия приступила к формированию первой боевой части, вооруженной самолетами-снарядами, обучению личного состава, разработке основ боевого применения (см. рис.2).

Также успешно продолжалась разработка противником дальней жидкостной ракеты А-4, более известной как V-2 ("Vergeltungswaffe-2").

Наша разведка оперативно извещала Правительство об усилиях противника по созданию нового оружия. Необходимо было готовить ответные меры.

Внезапно приобрели особую значимость первые шаги в этой области, начавшиеся еще до войны: разработка ракетных двигателей в ГДЛ, ракет различной конструкции в РНИИ, турбореактивного двигателя А.М. Льюлька и др. Это в полной мере относилось и к исследованиям В. Н. Челомея по созданию пульсирующих воздушно-реактивных двигателей.

Нарком авиационной промышленности А. И. Шахурин вспоминал: "Однажды ночью [в конце 1942 г.] в одном из районов Москвы, где располагался ЦИАМ, началась сильная "стрельба", длившаяся несколько десятков секунд. Стали выяснять ее

причину. Оказалось, что это известил о своем рождении пульсирующий двигатель В. Н. Челомея. Двигатель делал ни много ни мало, а 50 "выстрелов" в секунду... Когда разобрались, в чём дело, я и командующий ВВС генерал А.А. Новиков поехали в ЦИАМ. Прошли в бокс, где был установлен новый двигатель и находился сам Челомей. Конечно, нам захотелось увидеть его детище в работе. Владимир Николаевич предложил уйти из бокса при его запуске, но мы с Новиковым сказали, что будем находиться здесь, чтобы посмотреть все от начала до конца.

Грохотал двигатель действительно невероятно... Что мог дать этот "пульсар"? Выяснилось, что на базе такого двигателя можно построить снаряды типа самолетов-снарядов и подвешивать их под тяжелые бомбардировщики. Не долетая до цели несколько сот километров, летчики могли отправить эти снаряды в дальнейший полет. Самолеты в данном случае не входили бы даже в зону противозенитной обороны противника. Заманчивая идея.



Рис. 2 Самолёт-снаряд V-1

Челомею было сказано:

- Продолжайте совершенствовать двигатели, а мы подумаем, как вернуть эту работу" [2].

Летом 1943 года И.В. Сталин дал указание наркому авиационной промышленности А.И. Шахурину и его заместителю А.С. Яковлеву разработать программу ускоренного развития реактивной авиации и ракетной техники в СССР. Представленные ими вскоре материалы, оформленные на двух страницах машинописного текста, Программой назвать было трудно, так как все пункты содержали лишь пожелания, а не конкретные предложения. Тогда Сталин дал указание Л.П. Берии взять на себя её разработку. Тот блестяще справился с поручением. В его документе четко были расписаны цели, задачи, перечислены переводимые в новую отрасль предприятия, определена кооперация, финансирование, ответственность. Именно программа Берии была положена в основу правительственного документа, принятого в октябре 1943 года.

В сентябре 1943 г. в правительстве обсуждался вопрос о конкретных шагах по реализации Программы. В частности, 18-й Глав Наркомата авиационной промышленности, ранее занимавшийся оборудованием, становился головным по реактивной авиации и ракетной техники. Всем конструкторским бюро, особенно свободным от обслуживания серийного производства, было предписано заняться проектированием самолетов с реактивными и ракетными двигателями. КБ Н.Н. Поликарпова приступило к разработке ракетного перехватчика "Малютка" и учебного самолёта с ракетным двигателем [1].

Кроме того, наркомат должен был выделить КБ для проектирования ракетной техники. Выбор наркомата авиационной промышленности пал на КБ Поликарпова. Николай Николаевич пытался протестовать, ссылаясь на необходимость внедрения в серию разработанного под его руководством удачного истребителя И-185, но безуспешно. По-видимому, сыграл роль субъективный фактор. Поликарпову выдали задание на разработку крылатой ракеты (самолёта-снаряда) "по типу" немецкого Fi-103 (V-1). В.Н. Челомей должен был создать пульсирующий двигатель на базе немецкого двигателя фирмы "Аргус". Соответствующие организации подключались для производства бортового оборудования.

Для ускорения работ группу Челомея перевели на изолированную территорию бывшего ОТБ ЦИАМ и подчинили Поликарпову.

По-видимому, в Правительстве учитывался богатый опыт Поликарпова по проектированию отечественных авиационных конструкций на базе импортных.

Николай Николаевич выделил группу инженеров, которые работали над заданием изолированно, в отдельном помещении ОТБ ЦИАМ. В итоге интенсивной работы к концу октября 1943 г. формирование облика крылатой ракеты, получившей обозначение "самолёт 22" (или другое обозначение С-22), было завершено, и чертежи начали передаваться в производство. Постройка первого экземпляра завершилась в конце ноября того же года.

Такие высокие темпы создания С-22 говорят о том, что комплект чертежей V-1 был добыт нашей разведкой. Сопоставим факты: в июле 1943 г.

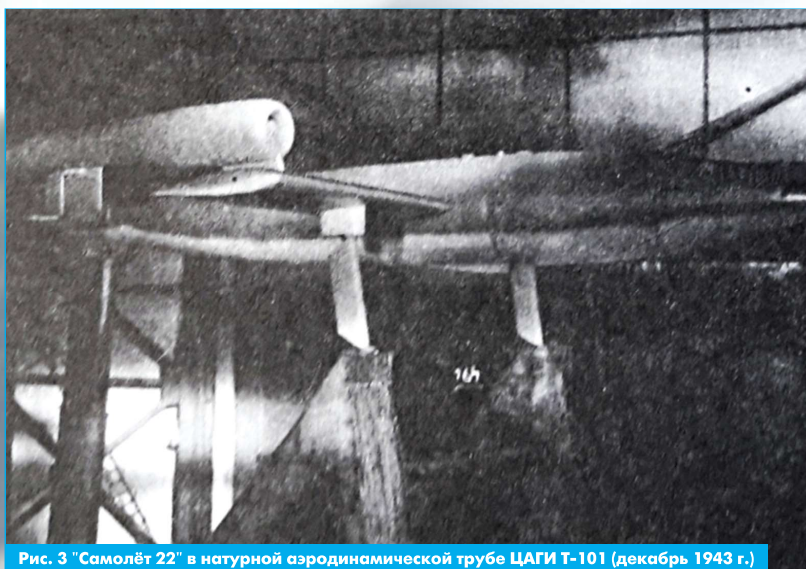


Рис. 3 "Самолёт 22" в натурной аэродинамической трубе ЦАГИ Т-101 (декабрь 1943 г.)

немцы приняли реше-

ние о внедрении в серию V-1 и передали техническую документацию в Министерство авиации Германии, в сентябре Поликарпов получил задание на разработку ракеты, в ноябре она была построена. Пока неизвестно, кем и как была добыта уникальная информация.

Николай Николаевич оперативно известил наркомат о

завершении постройки первого экземпляра. Этот факт явился неприятным сюрпризом для руководства. Выяснилось, что там "забыли" своевременно выдать задание на проектирование комплекта бортовой аппаратуры.

Чтобы спасти положение, Поликарпову приказали провести испытания "самолёта 22" в натурной аэродинамической трубе ЦАГИ Т-101 "для уточнения характеристик" (см. рис.3) [3]. Они завершились к концу декабря 1943 года и подтвердили, что "самолёт 22" способен выполнять предназначенные ему задачи.

Основные геометрические характеристики С-22 соответствовали характеристикам V-1 (см. табл.1). Перевод С-22 в пикирование осуществлялся выдвиганием на нижней поверхности стабилизатора специальных щитков. В крыле и оперении использовались безмоментные профили НАСА.

Отметим, что в конце 1943 г., будучи в командировке в Москве, Дмитрий Львович Томашевич, работавший тогда в Казани в конструкторском бюро В.М. Мясищева, посетил Н.Н. Поликарпова на его опытном заводе № 51. Поликарпов предложил Томашевичу перейти к нему заместителем, на что Дмитрий Львович ответил согласием. Поликарпов написал в наркомат письмо с просьбой назначить Томашевича на эту должность, но положительной реакции на обращение не последовало.

В мае 1944 года, не дожидаясь завершения отработки всего комплекта бортовой аппаратуры, решили начать испытания двигательной установки непосредственно на С-22 на Центральном аэродроме. В качестве вентилятора для имитации скоростного напора использовался истребитель ИТП Н.Н. Поликарпова. Испытания разворачивались довольно медленно.

Одна из причин заключалась в том, что тяжёлые условия военной обстановки, сильные стрессы, обусловленные арестом, событиями, особенно последних лет, подорвали здоровье Николая Николаевича. Первые признаки недомогания он почувствовал в конце 1943 г. Зимой 1943/44 г. Поликарпов перенёс тяжёлую болезнь без точного диагноза, сопровождавшуюся высокой температурой. Д.Н. Кургузов вспоминал, как однажды в начале 1944 г. он встретил Н. Н. Поликарпова: "...Он пожаловался тогда на своё здоровье, и я ещё подумал: "Раз он жалуется, значит, действительно худо..." (рис.4). Диагноз выявил причину болезни: рак. Операция, проведённая в июне 1944 г., помочь не смогла.

Осознавая неизбежность смерти, в июле 1944 г. Поликарпов направил письмо в наркомат с просьбой назначить Д.Л. Томашевича главным конструктором завода № 51, но никакой реакции не последовало.

Таблица 1. Основные характеристики "Самолёта 22"

Характеристики	Значения характеристик
Площадь крыла, кв.м.	5,64
Размах крыла, м	5,4
Общая длина, м	8,2
Размах горизонтального оперения, м	2,07
Тяга двигателя, кг	300
Коэффициент лобового сопротивления	0,032
Профиль крыла	НАСА-0015
Профиль оперения	НАСА-0010
Максимальная скорость на 1000 м, км/ч	600

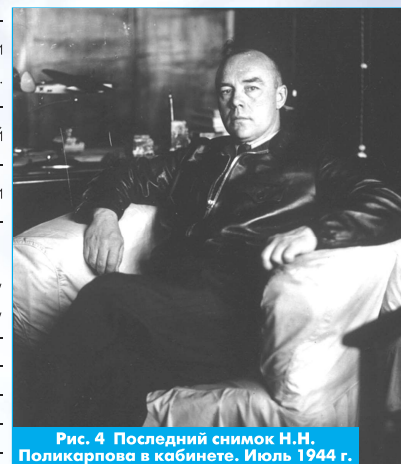


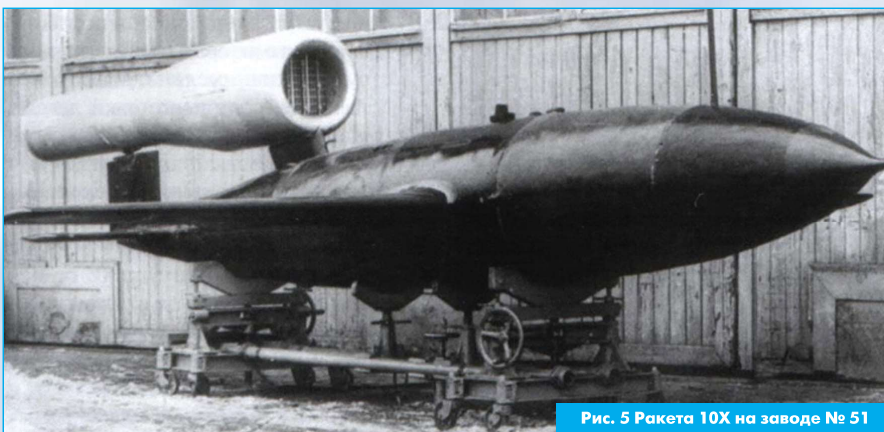
Рис. 4 Последний снимок Н.Н. Поликарпова в кабинете. Июль 1944 г.

30 июля 1944 г. в 12 часов дня Н. Н. Поликарпова не стало.

1 августа 1944 г. Д.Л. Томашевич вступил в должность заместителя главного конструктора завода № 51. Несмотря на личную просьбу Н.Н. Поликарпова, главным его так и не назначили.

После начала массированного обстрела территории Англии ракетами V-1 и V-2 было дано указание ускорить разработку отечественного аналога самолёта-снаряда V-1 и двигателя Д-3 к нему, разрабатываемых группой Челомея.

Отметим, что в начале августа 1944 г. в наркомате Челомей еще рассматривался только как разработчик пульсирующего двигателя. Предполагалось выдать аналогичные задания А.А. Микулину и Б.С. Стечкину. Главным конструктором хотели назначить В.П. Горбунова, потом П.О. Сухого. И.В. Четвериков должен был проектировать стартовые устройства. Однако



**Рис. 5 Ракета 10X на заводе № 51**

и Горбунов, и Сухой, и Четвериков под разными предлогами уклонялись от проведения этих работ. Как рассказывал И.В. Четвериков автору этих строк, ракетная техника казалась ему делом далекого будущего, а потому на то время не очень перспективным.

В середине сентября 1944 г. было принято решение об организации на заводе № 51 специализированного КБ по разработке пульсирующих воздушно-реактивных двигателей и самолетов-снарядов с ними [4]. Как отмечалось в [5], 19 октября на территорию завода № 51 въехала легковая машина. Из неё вышли нарком А.И. Шахурин и В.Н. Челомей. Нарком представил коллективу предприятия В.Н. Челомея как нового главного конструктора. Его заместителями были назначены Л.П. Коротков и Д.Л. Томашевич. Томашевич курировал авиационную тематику КБ. В конце сентября на завод доставили поступивший из Англии некомплектный образец V-1. Недостающие узлы и агрегаты удалось разыскать на бывшем немецком полигоне в Польше.

С учётом опыта построенного ранее С-22, натурных агрегатов и документации V-1, в конструкции С-22 решили внести изменения. Новый вариант крылатой ракеты получил обозначение 10X. 16 октября 1944 года комплект чертежей передали заводам-смежникам: № 456 (планер, крылья, двигательная установка), № 476 (агрегаты топливной и воздушной автоматики), № 118 (система управления и электроавтоматика), ВНИИИТ (бортовая батарея), заводы наркомата обороны (боевая часть, взрыватель).

8 ноября двигатель Д-3 впервые вышел на расчётный режим.

В декабре 1944 г. проводились продувки ракеты 10X в натурной аэродинамической трубе ЦАГИ Т-104.

В конце 1944 года В.Н. Челомей приказал уничтожить всю документацию на "самолёт-22", равно как и оставшуюся на предприятии документацию по самолётам Н.Н. Поликарпова. Так в угоду личным амбициям был утрачен значительный пласт истории отечественной техники.

С конца 1944 г. начались заводские испытания сначала основных элементов, а затем и всего изделия. Постановлением ГКО № 7350 от 18 января 1945 г. наркомату авиапромышленности поручалось спроектировать, построить и совместно с ЛИИ в феврале-марте испытать самолёт-снаряд по типу V-1. Для летных испытаний изделия предусматривалась постройка опытной серии из 100 штук 10X. В дальнейшем предполагалось довести суточное производство до 15 ракет. Лётные испытания начались 20 марта 1945 г. В качестве носителей использовались самолёты Ту-2 и Пе-8.

Согласно постановлению министерства, к середине 1945 года доводка уже построенных самолётов на заводе № 51 прекраща-

лась, равно как и создание новых. Предприятие ориентировалось на создание крылатых ракет.

Первый этап лётных испытаний 10X начался с весны 1945 г. Испытания проводились в Голодной степи между Ташкентом и рекой Сыр-Дарья. До конца августа с трёх переоборудованных самолётов-носителей Пе-8 было произведено 63 пуска 10X, лишь 30% которых по совокупности показателей были признаны удовлетворительными. Во многом неудачи первого этапа были связаны с плохой работой автомата регулятора подачи горючего.

Для анализа причин на завод № 51 прибыли три генерала: В.Ф. Болховитинов, С.А. Лавочкин и бывший заместитель Н.Н. Поликарпова Н.А. Жемчужин.

По результатам 1-го этапа испытаний в чертежи 10X были внесены необходимые изменения, в 1946 году построена новая партия из 180 модернизированных ракет. Начались повторные испытания.

Следует отметить одно обстоятельство, существенно осложнявшее проектирование: ни ВВС, ни Сухопутные войска не имели ясного представления о назначении этого оружия, способного попасть только в крупный город, а также о тактике боевого применения.

Большого конструкторского опыта у В.Н. Челомея тогда еще не было, что не всегда искупалось напористостью, энергией. Заместитель директора завода №51 Д.Л. Томашевич пытался оказать посильную помощь, но наталкивался на непонимание: Челомей отвергал все то, что ему казалось вторжением в его прерогативы. Напряженные отношения, возникшие между Челомеем и Томашевичем, накалялись. Постепенно в них в той или иной степени оказалась вовлеченной большая часть конструкторского коллектива. Нелегко пришлось Пото-

палову, избранному парторгом ОКБ. Должность обязывала его придерживаться хотя бы видимого нейтралитета.

Дмитрий Людвигович подал "наверх" докладную записку, в которой обвинял Челомея в техническом авантюризме. После чего ему, Короткову, Потопалову некоторым другим "поликарповцам" пришлось оставить завод.

С большим трудом доработка 10X все же завершилась, и было рекомендовано принять 10X на вооружение.

Затем вышли на испытания ее модификации - крылатые ракеты 14X, 16X и другие.

19 февраля 1953 г. постановлением правительства все работы над ракетами 10X сворачивались, ОКБ и завод № 51 передавались в ОКБ-155 (А.И. Микояна) и становились его филиалом. Сокращенная группа Челомея переводилась на другое предприятие.

В 1959 г. организация, которой руководил В.Н. Челомей, резко сменила тематику и стала заниматься созданием баллистических ракет и космической техники. К числу известных разработок этого периода относятся ракета-носитель "Протон", космические станции типа "Салют".

Создание ракеты 10X являлось определенным этапом в развитии проектирования и производства новых систем, в подготовке кадров отечественной промышленности. Практику работы в конструкторском бюро Н. Н. Поликарпова прошли многие генеральные и главные конструкторы, видные деятели науки и техники. В их числе М. Р. Бисноват, А. Г. Брунов, М. И. Гуревич, А. В. Потопалов, М. К. Тихонравов, Д. Л. Томашевич, М. К. Янгель.

Отмечая их вклад в развитие ракетно-космической техники, мы не должны забывать и ту роль, которую сыграл в этом деле Н.Н. Поликарпов. **П**

**Литература**

1. Иванов В.П. Неизвестный Поликарпов. - М.: "ЯУЗА", "ЭКСМО", 2009.-864 с.
2. Шахурин А.И. Крылья Победы. - М.: Политиздат, 1983. - 240 с.
3. Филиал Российского государственного архива научно-технической документации, ф. Р-217, оп.3-1, д.249, л.2.
4. Федеральное государственное унитарное предприятие "Научно-производственное объединение машиностроения". 60 лет самоотверженного труда во имя мира. 1944-2004. - М.: Оружие и технологии, 2004. - 332 с.
5. Сачков В.В. Полвека на переднем крае. - Реутов, АО "ВПК "НПО Машиностроения", 2018. - 336 с.

**Связь с автором:** [vpivanov.spb.su@gmail.com](mailto:vpivanov.spb.su@gmail.com)



# АвиаПОРТ

о т р а с л е в о е а г е н т с т в о



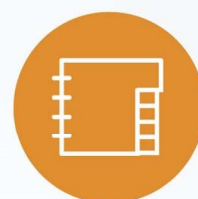
Новости



События



Аналитика



Справочник



Персонал



Рынок



Сообщество

ИСПОЛЬЗОВАТЬ

И

РАБОТАТЬ

ЦИФРЫ

ФАКТЫ

# ГЛАВНЫЙ

АНАЛИЗИРОВАТЬ

И ПЛАНИРОВАТЬ

ИСКАТЬ

И

НАХОДИТЬ

# ИСТОЧНИК

РАБОТАТЬ

# ИНФОРМАЦИИ

ЗНАКОМИТЬСЯ

И

ОБЩАТЬСЯ

НАХОДИТЬ

# ДЛЯ СПЕЦИАЛИСТОВ

ИСКАТЬ

АНАЛИЗИРОВАТЬ

КОММЕНТАРИИ

ЦИФРЫ

ИСКАТЬ

# АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛИ

РАБОТАТЬ

ПЛАНИРОВАТЬ

ФАКТЫ

ИСПОЛЬЗОВАТЬ

# ЗНАЧКИ ПРОБЕГОВ АВТОМОБИЛЕЙ И МОТОЦИКЛОВ ПО СССР В ПЕРВОЙ ПОЛОВИНЕ XX ВЕКА

Андрей Викторович Барановский

*"Полотнища ослепительного света полоскались на дороге. Машины мягко скрипели, пробегая мимо поверженных антилоповцев. Прах летел из-под колес. Протяжно завывали клаксоны. Ветер метался во все стороны. В минуту все исчезло, и только долго колебался и прыгал в темноте рубиновый фонарик последней машины."*

**И.Ильф и Е. Петров: "Золотой телёнок"**



**Всесоюзный испытательный автомобильный и мотоциклетный пробег 1925 года (фото)**

Время было такое. Романтика нового вполне совпадала с романтикой странствий. И воплощалось это прекрасным образом в различных автопробегах, авиаперелётах, регатах и прочих действиях по покорению пространства и времени. Недаром команда Остапа Бендера пробует "вписаться" в автопробег. Это очень живо показывает настроение людей в 20-30-е годы прошлого века в СССР. Энтузиазм и ощущение причастности к прогрессу давали ощущение полноты жизни.

Для участников многих общесоюзных и, назовем так, "региональных" пробегов изготавливались различные знаки, значки и жетоны. Сейчас они сделались раритетами и продаются на аукционах - иногда за большую цену.

Так, серебряный жетон участника автопробега 1932 года ПСО "Динамо" Татарии по маршруту Казань-Москва на одном из аукционов предлагался за \$650. На серебряный жетон ОСОАВИАХИМа СССР 1928 г. "Пробег Полтава-Днепропетровск" на аукционе фирмы "Монеты и медали" была установлена начальная цена в 4500 - 5500 руб.

Начнем с самого дорогого знака стоимостью в наши дни приблизительно в четверть миллиона рублей. Такой выдавался участникам первого Всесоюзного испытательного автомотопробега 1925 года.

Он был организован для выбора конкретных моделей, как отечественных, так и зарубежных для налаживания массового выпуска в СССР. В соревнованиях стартовали в основном зарубежные машины, в том числе и два грузовых автомобиля немецкого концерна MAN массой 2,5 т с бензиновыми двигателями мощностью 50-55 л.с., оснащенные только что появившимися на рынке пневматическими шинами.

Официальный старт легковых и грузовых автомобилей состоялся в Ленинграде 18 августа, а мотоциклов - 22 августа в Москве. Грузовикам предстояло преодолеть 1724 км по маршруту Ленинград-Москва-Курск-Москва. Легковые автомобили шли по маршруту Ленинград-Москва-Тифлис-Москва (4984 км). По окончании пробега, 24 сентября 1925 года, в Москве была открыта первая советская автомобильная выставка, экспонатами которой стали машины, принимавшие в нём участие.

Среди нескольких автопробегов конца 20-х годов свой знак имел 1-й по маршруту Нижний Новгород-Москва-Ленинград.

Из мотопробегов, участникам которых вручались знаки, отметим 1-й Всесоюзный испытательный мотопробег Москва-Тифлис-Москва, проведенный летом 1928 г. Имеются 2 типа знаков этого мотопробега. Цена серебряного сегодня составляет 160-180 тыс. рублей, серебряного с позолотой - от 200 до 220 тыс.

Мотопробег начался 22 июля в Москве в Парке Культуры и Отдыха и был организован Автодором, речь о знаках которого ниже. В нем приняли участие 10 мотоциклов заграничных марок (германских, английских, американских).

Маршрут пробега: Москва-Тула-Орел-Курск-Харьков-Изюм-Ростов-Армавир-Владикавказ-Тифлис и обратно. Это в сумме 5 тысяч км.

На следующий 1929 г. приходится ещё один испытательный мотопробег Москва - Харьков - Ленинград - Харьков, участникам которого вручались покрытые цветной эмалью серебряные значки. Сейчас они стоят примерно по 120 тыс. рублей за штуку.

Но основные довоенные автопробеги приходится на 30-е годы XX века. Один из них, участникам которого вручались значки, был проведен в связи с пуском Горьковского (тогда Нижегородского) автозавода. Цель - проверка качества первой тысячи ГАЗ-АА. Круговой маршрут пробега проходил от этого города через Москву, Ленинград, Псков, Витебск, Смоленск, Москву и заканчивался в Нижнем. В пробеге участвовало 11 автомобилей и он проходил в жару и сушь с 4 по 22-го июля 1932 года. Машины показали себя достойно, произошло лишь три поломки рессор, несколько засорений бензопровода и проколов шин.

Самым же знаменитым автопробегом названных годов стал Каракумский пробег, который проходил с 6 июля по 30 сентября 1933 г. В пробеге участвовали 96 человек на 23 автомобилях, из которых шесть легковые ГАЗ-А, шесть грузовых полутонных ГАЗ-АА, два опытных образца трёхосных ГАЗ-ААА, четыре 2,5-тонных грузовика АМО-3 (выкрашенных в голубую краску для лучшего отражения лучей солнца), три



**Жетон участника автопробега "Динамо" Татария**



**Жетон Всесоюзный автомотопробег 1925**



**Знак 1-го автопробега Москва-Тифлис**



**Испытательный мотопробег Москва - Харьков - Ленинград - Харьков**



**Знак участника 1-го испытательного автопробега**



**Мотопробег Лен-д -Батум - Владикавказ.**



**Медаль настольная Легендарный автопробег Москва-Каракумы-Москва 1933-1977 год.**





**Знак пробега Москва-Каракумы - Москва**

импортных трёхосных Ford-Timken, одна экспериментальная трёхоска НАТИ-ГАЗ и один капитально отремонтированный заводом ВАРЗ грузовик Ford-AA.

В среднем в сутки автомобили проходили 108 км. Большое время остановок и низкая общая скорость объяснялась прежде всего проведением многочисленных митингов в городах и населённых пунктах. Улицы украшались флагами и лозунгами типа "Привет участникам автопробега!"

Цель пробега - изучить выносливость автомобилей в тяжёлых эксплуатационных условиях, испытать отечественные шины из натурального и синтетического каучука - "Сверхбаллон".

Маршрут движения автопробега общей длиной 9375 км начинался от Автозавода имени Сталина. Затем Горький - Чебоксары - Казань - Самара - Оренбург - Актюбинск - Аральск - Ташкент - Самарканд - Бухара - Чарджоу - Ургенч - пустыня Кара-Кум - Краснодарск- переправа через Каспийское море - Баку - Тифлис - Орджоникидзе - Ростов-на-Дону - Харьков - Воронеж - Тула - Москва.

Знаков и жетонов этого автопробега автор не нашел, зато обнаружил памятную медаль, выбитую в 1977 г., когда состоялся еще один автопробег по тому же маршруту и посвященный 44-й годовщине первого. В нем участвовали 2 автомобиля ВАЗ-2106 и 2 автомобиля ВАЗ-2121 "Нива". Однако непосредственно через пустыню Каракумы шли только "Нивы", а ВАЗ-2106 объехали этот участок по шоссе.

**РАП. Мото-пробег 1935г.**



**Мотопробег 1-й приз**

К экзотическим с позиций сегодняшнего дня можно отнести Газогенераторные автопробеги 1935 и 1938 годов. Этим пробегам посвящены два значка

Первый пробег проходил из Ленинграда в Петрозаводск (более 1 тыс. км). Это была практически научная экспертиза, проведенная участником пробега проф.

М. Фабрикантом. Все грузовики пробега имели газогенераторы, работавшие на угле и вообще на любом твердом топливе, включая дрова. Именно такие грузовики, а это в основном ГАЗ -42 и ЗиС-13, во время войны обеспечивали народнохозяйственные перевозки внутри страны.

Пробег доказал, что автомобиль может работать на "местном топливе" - древесном угле и дровах, не требуя завоза нефтепродуктов. При обслуживании отдалённых строек (и ещё более отдалённых лесоповалов) это было весьма актуально. Впрочем, это топливо должно быть сухим. Для дров влажность должна быть не выше 15...18%. И для древесного угля - 25...27%. Стало также ясно, что



**Знак пробега газогенераторный большое разрешение**



**Газогенераторный пробег 1938,**



**Жетон Московского Автомобильного общества В память автопробега Москва-Берлин-Париж. 12-27 июня**

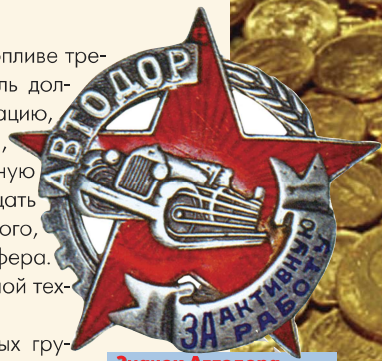


И в заключение о пробеге Москва-Берлин-Париж, проведённом Московским автомобильным обществом 12-27 июня 1913 г. Кроме чисто спортивных целей организаторы пробега преследовали и политическую цель - доказать Европе, что Россия не так далеко, как многие считали, отстала от неё в области автомобилизации страны в целом и автоспорта в частности.

Маршрут проходил через Тверь, Новгород, Псков, Ригу, Берлин, Лейпциг, Страсбург и заканчивался в Париже. Его общая протяжённость составляла более 3500 вёрст. Пройти его намечалось в 13 перегонов.

На пробег записались двадцать спортсменов, но по техническим причинам двое из них не стартовали.

В честь пробега была отчеканена бронзовая четырехугольная плакетка и медный жетон на подвеске. В настоящее время оба предмета являются раритетами. Плакетка на аукционе "Монеты и медали" в апреле 2009 года была продана за 40 тыс. рублей, жетон на аукционе "Империум" в декабре 2016 года имел стартовую цену в 14 -16 тыс. рублей.



**Значок Автодора За активную работу**



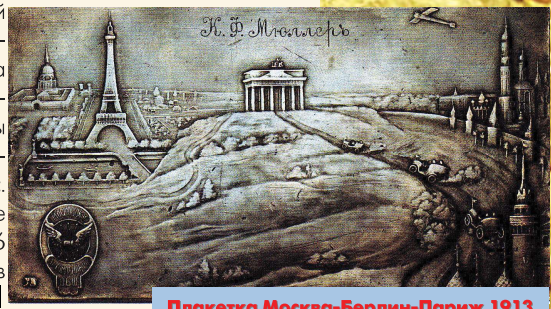
**Значок Автодора**



**Туркменавтодор**



**АзАвтодор 1930-е г.г.**



**Плакетка Москва-Берлин-Париж 1913**

# ТАНКИ ОТ И ДО

Олег Никитич Брилёв,

д.т.н., профессор, Заслуженный деятель науки и техники РФ,  
начальник кафедры танков ВАБТВ (1975-1987 гг.)

(Продолжение. Начало в 6 - 2014 - 1-2019)



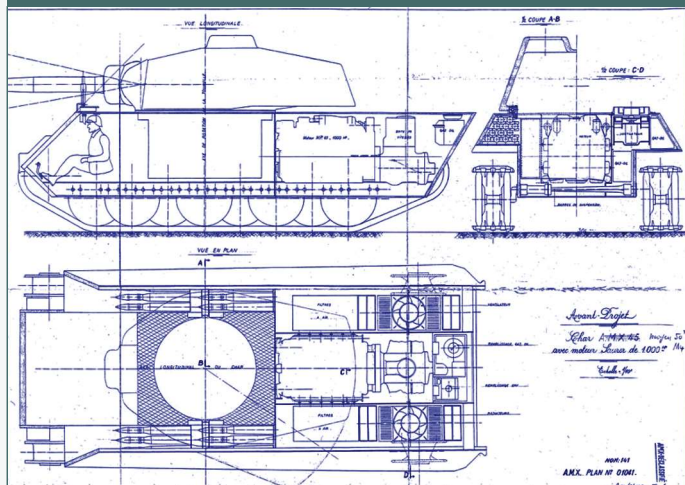
Провал с ускоренным созданием танка ARL-44, обернувшимся длительной доводкой и, в конечном счёте, снятием танка с вооружения, заставил французских военных поставить перед конструкторами (которые тоже стремились реабилитироваться после неудачи с ARL-44) другую задачу: создать новые средние и тяжелые танки. Легкий танк AMX-13 как бы уже был, а удачное решение с установкой на него качающейся башни вселял в конструкторов надежду на то, что её можно будет применить и на более тяжёлых машинах. Причём, с учетом того, что в послевоенный период совершенствование кумулятивных снарядов привело к стремительному росту броневой характеристики

противотанкового вооружения, и при отсутствии в то время других средств борьбы с кумулятивной струёй кроме увеличения толщины брони, последняя перестала играть ключевую роль в этом противоборстве.

Французские военные вовремя уловили новые общемировые тенденции и решили держаться в кильватере, заказав промышленности создание прототипа основного боевого танка не с толстой бронёй, а с высокой подвижностью и "скорострельной" пушкой достаточной мощности. Но, несмотря на то, что французские конструкторы стояли у истоков танкостроения, все их проекты тяжёлых танков в основном оставались на чертежах.

Задолго до выхода первого прототипа танка ARL 44 на испытания (1946 г.) французские военные поняли, что его создание - это временная мера. Конструкторам ARL 44 не удалось применить появившиеся в ходе войны и использовавшиеся советскими и немецкими танкостроителями технологии, что делало разработку ARL устаревшей ещё на стадии проектирования. Не закрывая разработку танка ARL 44, 31 июля 1945 года военные открыли конкурс на разработку нового 50-тонного среднего танка. В конкурсе приняли участие такие фирмы, как Forges et Chantiers de la Méditerranée (FCM), Ateliers de construction d'Issy-les-Moulineaux (AMX), Lorraine, Somua и Renault.

Исходные характеристики танка, проектируемого фирмой AMX, во многом повторяли техзадание на ARL 44. Машина, которая изначально имела индекс Char A.M.X.45, а также проходила по чертежам как NOM 141 (проект 141), должна была иметь лобовую броню корпуса толщиной 120 мм (нижний лобовой бронелист 50 мм), борта - 50...60 мм. Толщина лба башни достигала 110 мм, а бортов 30 мм. Подобно ARL 44, в башню литой конструкции, которую проектировал концерн DEFA (Direction des Etudes et Fabrications d'Armement), предполагалось поставить 90-мм пушку фирмы Schneider с длиной ствола 65 калибров. С пушкой был спарен 7,5-мм пулемёт MAS Me.1931, ещё один пулемёт ставился в шаровой установке в лобовой части корпуса. Приводить в движение 47-тонный танк предполагалось при помощи немецкого двигателя Maybach HL.230. Немецким в танке был не только двигатель: внешне перспективный танк сильно напоминал Tiger II. От идеи разместить коробку передач во лбу французы отказались, так что трансмиссия и ведущие колёса были сзади с самого начала. Первый эскизный проект AMX 45 датируется началом августа 1945 года. Уже к концу месяца проект в первый раз серьёзно переработали. Уточнение характеристик привело к тому, что к изначальной массе "накинули" ещё 3 тонны, так что боевая масса достигла 50 тонн. Кроме того, Maybach HL.230 военных не устроил, поскольку мощность в 700 л.с. для такой тяжёлой машины показалась недостаточной. Высокая тяговооружённость считалась к тому моменту важной характеристикой, опыт боёв Второй мировой войны говорил именно об этом. И на чертежах в августе 1945 года в качестве силовой установки стали прорисовывать двигатель Saurer MP.65 с заявленной мощностью 1000 л.с.

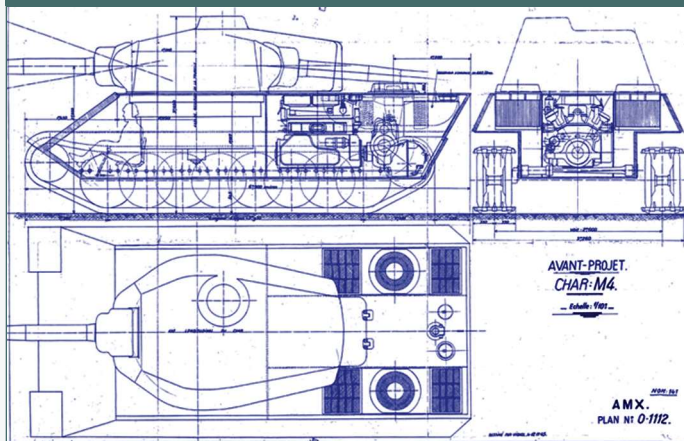


Проект установки швейцарского двигателя Saurer MP.65 в Char A.M.X.45

Ещё одним важным моментом стало то, что вскоре индекс AMX 45 из обихода исчез. Вместо него на чертежах появилось иное обозначение - Char Moyeu

50t M4 (средний 50-тонный танк M4), или просто Char M4. Индекс AMX M4 задержался в обозначении машины на 5 лет, за это время проект прошёл целый ряд метаморфоз, изменившись почти полностью.

Швейцарская силовая установка продержалась в качестве двигателя M4 недолго. Фактически такого мотора не существовало в металле, а силовая установка - не менее важная деталь танка, чем, скажем, его вооружение. Неудивительно, что очень скоро место швейцарцев снова заняли немцы. Maybach после окончания войны оказался под "колпаком" французов, довольно долгое время шло взаимовыгодное сотрудничество. Более того, ряд немецких инженеров-танкостроителей, включая Порше, волею или неволею оказались вовлечены во французский танкостроение. Если ARL 44 был использованием уже готовых наработок, то AMX M4 стал вместилищем немецких технологий конца войны. Новый двигатель Maybach HL.295 (объём цилиндров - 29,5 л). Мощность HL.295 составила 1000 л.с. при 2800 об/мин. И это не проектный двигатель - его действительно строили в металле. Что же касается AMX M4, то впервые на нём HL.295 появился в конце ноября 1945 года.



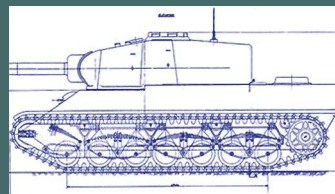
Проект установки двигателя Maybach HL.295 в AMX M4

К тому моменту AMX M4 претерпел очередные метаморфозы. Башня осталась без переделок, зато корпус и его начинка изменились значительно. Толщину лобового листа снизили до 90 мм, а бортов до 40 мм, но при этом угол наклона верхнего лобового листа вырос с 42° до 55°. В целом, корпус стал ещё больше напоминать Tiger II, правда, при этом башня стала больше смещена вперёд. Это создало массу проблем при проектировании люков механика-водителя и стрелка-радиста. Люки пришлось делать меньше по размерам и разводить их по углам крыши корпуса.

Облик AMX M4 продолжал меняться зимой 1945-46 года. Одним из изменений стал пересмотр размещения экипажа в башне. Первоначально командирская башенка находилась справа по ходу движения. В декабре её переместили влево.

Куда интереснее обстояло дело с корпусом, точнее с ходовой частью. В один погожий декабрьский день кого-то из инженеров осенило, что торсионы - это сложно и как-то не по-французски.

Настоящие французские танки использовали тележечную схему. Вот её в конце декабря 1945 года и презентовали инженеры AMX. В конце концов тележечная схема подвески была отвергнута, т.к. она не



слишком подходила для столь тяжёлого танка, да и оказалась намного сложнее торсионной подвески. Таким образом, к началу 1946 года новый облик Char M4 окончательно сформировался.

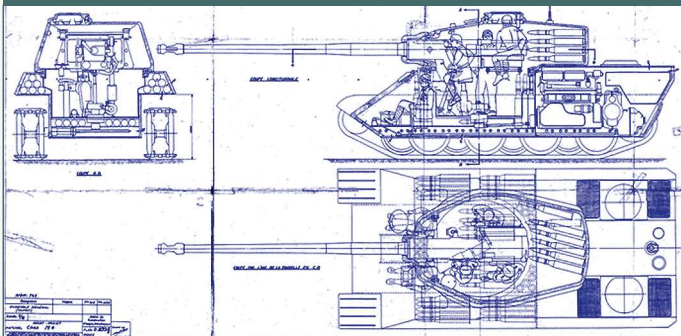


Схема размещения экипажа и боезапаса в AMX M4

Получалась достаточно интересная боевая машина, по своим характеристикам очень близкая к появившемуся в 1948 году Centurion Mk.3, который, хотя и именовался средним, имел боевую массу 50,8 тонн и превосходил французский проект только в толщине лобовой брони башни и бортов. По тяговооружённости Centurion оказалась хуже французца, а по длине корпуса он превосходил AMX M4 более чем на полметра. Пушки у обоих танков обладали схожими характеристиками. Сопоставимые характеристики имел и американский M46 Patton. При массе в 44 тонны он имел 810-сильный двигатель, что приближало его по подвижности к французцу. По бронированию они с AMX M4 оказались примерно равны, за исключением бортов. При этом американский танк оказался выше и длиннее французского танка. Как можно заметить из этого сравнения, детище Ateliers de construction d'Issy-les-Moulineaux было не чем-то выбивающимся из общего ряда, а боевой машиной, соответствующей тогдашним взглядам на танк среднего класса. 1946 год прошёл для проекта AMX M4 почти без движения. Это напрямую связано с тем, что в марте на испытания, наконец, вышел опытный образец среднего танка ARL 44. Послевоенный первенец французского танкостроения запоздал почти на год, да и испытания показали, что машина требует определённых переделок. Не могли не повлиять эти испытания и на AMX M4. Работы по перспективному среднему танку активизировались к концу 1946 г. Первые результаты были продемонстрированы инженерами AMX в начале 1947 года. В целом, концепция танка боевой массой около 50 тонн не изменилась. Осталось на месте и вооружение в виде 90-мм пушки большой мощности, а также башня, в которой её устанавливали.

Главным изменением стало шасси танка. Корпус машины удлиннили с 6705 до 7413 мм путём увеличения объёма отделения управления. Благодаря этому механик-водитель и стрелок-радист получили полноценные люки в крыше корпуса. Удлинение корпуса повлекло за собой и рост длины ходовой части на один опорный каток. Помимо этого, верхний лобовой лист получил развитые боковые скосы, повышающие вероятность рикошета.

При проектировании корпуса прорабатывались различные варианты бронирования. При толщине лба 120 мм масса танка оценивалась в 55,5 тонн, почему от такой толстой брони и отказались. Толщину брони снова снизили, на сей раз до 80 мм, но и в этом случае ориентировочная боевая масса всё ещё среднего танка достигала 54 тонн.

Очевидно, что подобное решение было вызвано отнюдь не заботой о механике-водителе и стрелке-радисте. Конструкторы AMX занимались улучшением ситуации с центром тяжести. На исходном корпусе AMX M4 башня была смещена немного вперёд, что могло негативно сказаться на нагрузке передних опорных катков.

В 1947-48 годах проект рассчитывался и перерасчитывался всевозможными способами. В итоге, к началу 1949 года конструкторы были вынуждены признать, что рост массы до 54 тонн оказался не пределом. Согласно уточнённым данным, полная масса танка стала оцениваться в 54,6 тонны, из которых 13 приходилось на башню. Получившаяся машина по размеру корпуса умудрилась догнать, а кое в чём даже перегнать немецкий Tiger II.

При этом её бронирование оказалось даже несколько меньшим, чем у Pz.Kpfw. Panther. Впрочем, решение проблем с развесовкой было отнюдь не окончанием эпопеи, а лишь одним из эпизодов. Наступивший 1949 год принёс с собой очередные, на сей раз радикальные перемены.

"Виноватым" оказался танк AMX 13. Успех применения качающейся башни привёл к появлению идеи разработки аналогичной башни для AMX M4. Первые наработки по теме качающейся башни разработки FAMN для условно среднего танка датированы мартом 1949 года. Одновременно прорабатывался и альтернативный вариант бронирования лобовой части корпуса. Угол наклона верхнего лобового листа уменьшался до 45 градусов, но при этом бронирование увеличивалось до 180 мм. Толщина нижнего лобового листа увеличивалась до 120 мм. Таким образом, корпус становился чуть короче (7237 мм), но при этом боевая масса танка возрастала до 57,8 т.

В итоге французский танк по общей длине и толщине лобового листа превосходил немецкий Tiger II.

Стоит отметить, что башня разработки FAMN оказалась компактнее, чем башня Schneider. Благодаря тому, что в ней не было большой кормовой ниши для укладки снарядов, общая длина значительно уменьшилась. За вращение башни отвечал отдельный мотор Maybach мощностью 55 л.с. С другой стороны, внешняя компактность совершенно не означала уменьшения массы башни. Согласно схеме, масса обеих башен оценивалась примерно одинаково - чуть менее 13 т. Для сравнения, масса башни Tiger II 13,5 т.

Параллельно с введением в проект качающейся башни в 1950 году прорабатывался вопрос об изготовлении на базе AMX M4 истребителя

танков. Боевая масса такого "истребителя" должна была составить 51,2 т. Вместо качающейся башни FAMN предполагалось установить довольно крупную башню литой конструкции, в которую устанавливалась 100-мм пушка. Переделывался и корпус: носовая часть получала лобовой лист "шевронного" типа, который здорово напоминал "шучий нос" ИС-3. Так же, как и в советском тяжёлом танке, в корпусе AMX M4 оставался только механик-водитель.

О том, что название "истребитель танков" применительно к данному проекту носит крайне условный характер, говорит то, что существовало несколько вариантов проекта. Финальному варианту с массой в 51,2 тонны и толщиной лобовой брони в 45 мм предшествовали гораздо более тяжёлые машины - при этом предшественники, датированные весной 1950 года, однозначно характеризовались как "танки". Хотя внешне они сильно напоминали более лёгкую машину, их масса из-за увеличения толщины брони возрастала до 70 тонн. Дальше бумаги все эти наработки не пошли, но в дальнейшем отдельные элементы, в особенности лобовая часть корпуса "шевронного" типа, оказались востребованы и реализованы в металле.

Окончательно с AMX M4 определились в 1949 году. Взвесив все "за" и "против", корпус танка оставили в конфигурации 1947 года, сохранив толщину брони лобовой части 80 мм. Одновременно из верхнего лобового листа был убран курсовой пулемёт вместе с его установкой. Хотя формально помощник механика-водителя остался, теперь он ездил в качестве балласта. Толщина башенной брони составляла 120 мм в лобовой части и 60 мм по бортам. Для удобства демонтажа орудия бронировку передней части башни сделали съёмной.

В конце 1949 года танк, наконец, был построен. Боевая масса машины составила порядка 52 тонн.

Опытный образец AMX M4 с 90-мм пушкой



Конечно, по сравнению с исходным проектом масса немного выросла, однако благодаря 1000-сильному двигателю Maybach 295 динамические характеристики совпали с расчётными. На испытаниях, начавшихся в 1950 г., машина разогналась до 51 км/ч на шоссе, а по проселку ездил со скоростью до 35 км/ч. Получился вполне достойный танк, который вполне годился в качестве потенциальной замены для ARL 44.

Всё бы было ничего, но к моменту постройки прототипа AMX M4 военных он уже не устраивал. На сей раз причиной стало вооружение.

С весны 1950 года шли работы над сильно переделанным AMX M4, оснащённым 100-мм пушкой. Орудие с начальной скоростью снаряда 1060 м/с очень приглянулось французским военным, поскольку обладало более высокой пробиваемостью, чем 90-мм пушка.

С таким орудием AMX M4 мог бороться практически с любым танком того периода. Неудивительно, что пушку захотели установить не только в истребители танков, но и в танк.

К 6 июня 1950 года был подготовлен эскизный проект Char M4, оснащённый 100-мм пушкой. Согласно расчётам, боекомплект танка должен был составлять 60 выстрелов, из них 14 (9 в "барабане", ещё 5 в кормовой нише) находилось внутри башни. Из-за установки нового орудия масса башни выросла до 15 тонн, а общая масса танка - до 53,7 тонн. Военных это нисколько не смущало, так что уже к концу 1950 года прототип AMX M4 перевооружили 100-мм пушкой. При перевооружении от съёмной бронировки отказались, выполнив носовую часть башни единой деталью.

AMX M4 с установленной 100-мм пушкой



Испытания показали, что идея с перевооружением оказалась успешной. Тогда же изменился и индекс танка. Индекс "M4" исчез из его названия, машину стали именовать "Char Moyen de 50 tonnes AMX". Позже это обозначение трансформировалось в AMX 50.

По итогам испытаний было принято решение о постройке двух прототипов улучшенной версии AMX 50. Несколько изменилась конструкция башни, а

также форма лобового листа. Боевая масса машины после всех переделок достигла 55 тонн. Уже в апреле 1951 года первый из построенных АМХ 50 показали в ходе демонстрации новых образцов вооружения и военной техники, проходившей на территории 32-го артиллерийского полка, дислоцировавшегося в Бад-Лобенштайне (Германия).

14 июля 1951 года оба танка торжественно прошли в парадном строю по улицам Парижа. Этот парад запомнился тем, что в нём принял участие целый ряд боевых машин, так и оставшихся впоследствии в виде опытных экземпляров. Тем не менее, прошедшие танки и САУ вызвали настоящий фурор. Стоит отметить, что прототипы АМХ 50 немного отличались друг от друга. Первый прототип по конструкции башни ничем не отличался от переработанного АМХ М4. Вторая машина получила несколько изменённую башню. Кроме того, ширина её корпуса выросла до 3400 мм путём расширения надгусеничных полок.



Прототипы АМХ 50 на параде в Париже 14 июля 1951 года

Больше всего новыми французскими танками 50-тонного класса заинтересовались в Швеции, где как раз в это время шли работы по среднему танку ЕМЛ. Ещё в январе 1951 года шведы посетили Францию, где ознакомились с перевооружённым на 100-мм пушку АМХ М4. Между Швецией и Францией шёл довольно активный обмен информацией - можно однозначно сказать, что французский танк прямым образом повлиял на шведский проект Кгv. Правда, шведский танк с самого начала имел иной механизм заряжания.

Ещё одной страной, которая сильно заинтересовалась новыми французскими танками, стали США. Американцев настолько расположил АМХ 50, что они договорились о предоставлении первого прототипа для полномасштабных испытаний. В конце декабря 1951 года танк погрузил на корабль и отправили в США. Испытания начались уже 10 января 1952 года.

Их первый этап закончился в марте 1952 года, а полностью тесты завершились через год - 13 марта 1953 года.

Интерес американцев, как и в случае со шведами, имел под собой вполне веские основания. С января 1951 года в США шла разработка среднего танка Т69, который по конструкции башни здорово напоминал французскую машину. Конструкция механизма заряжания в американском танке отличалась от использованной во французской машине, хотя принцип револьверной укладки сохранялся и в нём.

Отчёт американских специалистов признавал конструкцию башни АМХ 50 интересной, но при этом указывал на массу проблем с уязвимостью.

Заклинить такую башню вражеским снарядом могло гораздо проще, чем башню традиционной конструкции. Кроме того, снаряд 90-мм американской пушки относительно легко пробивал такую башню даже в лоб. Было предложено увеличить её толщину до 90 мм, и теперь 90-мм снаряд пробивал её не с 2414 метров, а лишь с 1775.

Впрочем, к тому моменту, когда французская машина накатывала первые километры по американскому полигону, её будущее было уже определено. Растущие аппетиты французских военных ещё в 1951 году поставили крест на шансах АМХ 50 пойти в серию. В их головах обретала контуры уже другая машина, вооружённая гораздо более мощным орудием...

В 1944 году на вооружение американской армии поступила 120-мм зенитная пушка М1. Орудие обладало выдающимися характеристиками, в том числе и в плане бронепробиваемости. Неудивительно, что уже в январе 1945 года Управление Вооружений начало разработку танковой пушки, взяв за основу эту зенитку. Пушка получила индекс Т53. В мае 1945 года Управление вооружений рекомендовало установить два таких орудия в тяжёлые танки Т30. Так началась история американского тяжёлого танка Т34.

В конце 1946 года компания АМХ представила проект самоходной установки, за основу для которого был взят танк АМХ М4. Машина проектировалась на базе, удлинённой до 9 опорных катков на борт. Её боевая масса должна была составить 58,5 тонн, в качестве вооружения предполагалось использовать 120-мм пушку и пулемёт МАС Мле. 1931. Хотя дальше эскизного проекта дело не пошло, дальнейшее развитие этого проекта привело к созданию САУ Foch, вооружённой всё той же 120-мм пушкой. Этот проект стал первым, в котором инженеры АМХ применили 120-мм пушку - французскую версию танкового орудия Т53. Впрочем, у американской пушки французы позаимствовали главным образом баллистику, сильно переделав и ствол, и остальные узлы.

С весны 1950 года АМХ прорабатывала концепцию танка М4 с изменённой носовой частью, а также с новой "облегчённой" башней. В ходе исследований были проработаны различные варианты танка массой от 50,5 до 70 тонн. От идеи постройки подобной машины отказались, но в сентябре 1950 года был представлен ещё один проект. В нём от исходной идеи осталась только башня, в которую инженеры предложили установить 120-мм пушку.

Уже на первых набросках заметно, что орудие отличается от 120-мм пушки

для самоходных установок. В отличие от самоходной версии с составным стволом, танковая пушка, как и Т53, имела ствол-моноблок. Впрочем, ввели его далеко не сразу: на первых машинах ствол оставался составным. Новую башню предполагалось установить на штатный корпус АМХ М4. Правда, в ходе проектирования выяснилось, что для более удачного расположения "облегчённой" башни желательно сделать подбашенный лист более широким.

Проект "облегчённой" башни забросили, но ненадолго. Вновь к нему вернулись в июне 1951 года. Стоит отметить, что как раз в это время проходил испытания второй прототип АМХ 50, который как раз получил корпус с увеличенной до 3400 мм шириной. Взвесив все за и против, от "облегчённой" башни всё же отказались. Но идеи установки 120-мм пушки этот отказ не коснулся. Работы по пути создания на базе "качающейся" башни новой, более крупной конструкции, рассчитанной на установку

120-мм орудия. Разрабатывала башню, разумеется, FAMH. Первый эскизный проект башни, получившей обозначение Т.О.А.120, FAMH представила спустя год, в июне 1952 года. В качестве основы при проектировании была взята башня второго прототипа АМХ 50, которую немного увеличили. Полная высота башни составляла 1685 мм. Для сравнения, у исходной башни высота составляла 1260 мм. Кормовая ниша стала длиннее более чем на 600 мм, а общая ширина достигла 2840 мм (2484 мм у исходной башни). Диаметр подбашенного погона в свету составил 2320 мм, а масса башни более 20 тонн. Простой подсчёт показывал, что даже с сохранением текущих весовых характеристик шасси общая масса танка должна была составить не менее 58...59 тонн. Не меньше впечатляла высота - 3,5 метра, то есть больше, чем у Pz.Kpfw.Maус. И при всём этом танк продолжали именовать средним!

Первый прототип АМХ 50 со 120-мм орудием был изготовлен в 1953 году. Корпус машины повторял корпус версии со 100-мм пушкой, то же касается и остальных агрегатов. Боевая масса всё ещё среднего по документам танка составила 59,2 тонн. Боезапас включал 50 выстрелов, из них 18 находилось внутри башни. В механизированной укладке револьверного типа находилось 6 выстрелов.



Опытный образец АМХ 50 с башней Т.О.А.120

Первые же испытания показали, что рост массы не остался без последствий.

Начались проблемы с двигателем, который явно не был рассчитан на подобные нагрузки. Что ещё хуже, стали появляться проблемы с механизмом заряжания. Экипаж танка всё ещё составлял 5 человек.

В декабре 1953 года была выдана спецификация на "пониженный" танк (АМХ 50 Surbaissé), с изменённой башней, проходившей по спецификации Т.О.В.120. Боевая масса машины должна была снизиться до 57 800 кг, а общая высота - уменьшиться до 3350 мм. Кроме того, явно перегруженный двигатель Maybach 295 было решено дефорсировать сначала до 900, а затем и до 850 лошадиных сил. Даже с такой мощностью скорость танка должна была остаться на уровне 50 км/ч. Кроме того, было решено пересмотреть схему бронирования. От катаного лобового листа толщиной 90 мм отказались, предложив вместо него литую деталь. Толщина стенок варьировалась в районе 60 мм, но благодаря очень большому углу наклона броня получалась эквивалентной 200-мм броне под прямым углом.

Одновременно было ликвидировано место помощника механика-водителя. Первый чертёж "пониженного" корпуса, высота которого уменьшилась до 1190 мм, датирован сентябрём 1953 года. На нём используется ещё одно обозначение танка - Chag 50t В. Отсюда ведёт своё происхождение название АМХ 50В. Внешне корпус очень сильно изменился, практически полностью утратив преемственность по отношению к исходному АМХ 45. О "немецком" прошлом в этом шасси напоминала только ходовая часть. Проблему снижения высоты моторно-трансмиссионного отделения инженеры АМХ решили путём переделки системы охлаждения. Вентиляторы убрали с надмоторной плиты, выведя воздуховоды в корму.

Несмотря на активные работы по пониженному корпусу, в 1955 году на испытания вышел совсем другой танк. Эта машина, известная также как АМХ 50 Surblindé (АМХ 50 добронированный), по своей массе даже чуть обогнала первый прототип АМХ 50 со 120-мм пушкой. Недолго думая, конструкторы АМХ извлекли из нафталина серию проектов 1950 года и практически без изменений взяли оттуда корпус. У этого танка в отделении управления также не нашлось места для помощника механика-водителя.

Носовая часть "шевронного" типа придавала корпусу АМХ 50 Surblindé некоторое сходство с ИС-3. Пониженным корпусом тут даже и не пахло: общая высота машины прибавила ещё 10 см. Вместо башни Т.О.В.120 на это шасси взгромоздили чуть изменённую башню Т.О.А.120. В ходе испытаний АМХ 50 Surblindé проблемы, обнаруженные на первом АМХ 50 со 120-мм пушкой, только усугубились. Неудивительно, что работы по этой машине достаточно быстро были свернуты.



AMX 50 Surblindé на испытаниях в 1955 году

Неудача с AMX 50 Surblindé надолго затормозила работы по программе танка 50-тонного класса. Вновь к нему вернулись уже ближе к 1957 году.

Боевую массу машины оставили на уровне 57,8 тонн. Согласно предварительным характеристикам, мощность двигателя вновь решили поднять до уровня 1000 л.с., ожидая при этом получить максимальную скорость 55 км/ч по шоссе и 45 км/ч по просёлочной дороге.

Некоторые изменения претерпела и пушка, которую по боеприпасам унифицировали с орудием T122, установленным на американском танке M103. Башня Т.О.В.120 получилась чуть длиннее из-за кормовой ниши, при этом до 1705 мм выросла её высота. Безопас уменьшился до 46 выстрелов (из них 27 в башне), а вместо пулемётов MAC Mle.1931 установили новейшие AAT 52. Количество пулемётов сократили до двух - один спаренный с пушкой, один зенитный. Впрочем, самое главное изменение коснулось классификации танка. Спустя почти 10 лет военные решили, что боевая машина с массой более 50 тонн - это никак не средний танк. Наконец-то в документах его стали именовать Char Lourд 50 tonnes "Surbaissé", то есть "танк тяжёлый 50-тонного класса пониженный".

AMX 50 Surbaissé построили в 1958 году, спустя 5 лет после изготовления чертёжей. Первые же испытания показали, что с динамическими характеристиками военные явно погорячились. Быстрее 51 км/ч танк так и не разогнался. Снова всплыли проблемы с надёжностью мотора, потому его опять дефорсировали до 850 л.с. Не лучшим образом вела себя и подвеска, также не рассчитанная на подобную массу.



AMX 50 Surbaissé (Char 50t B) на испытаниях 1958 года

Последние документы по AMX 50 Surbaissé датированы 7 января 1959 года. Спустя очень короткое время программу, длившуюся к тому моменту почти 14 лет, закрыли. Причины называются самые разные, и в какой-то мере все они выглядят достоверными. Бронирование танка уже не соответствовало времени. Для орудий советских тяжёлых танков, которые предполагались главными соперниками для AMX 50, его броня едва ли не с самого начала проектных работ не представляла особых проблем. Появление во второй половине 50-х годов 105-мм английской танковой пушки L7 лишь усугубило ситуацию. Кроме того, с 1955 года Франция совместно с Германией вела ещё один проект - танк 30-тонного класса, известный как Europanzer.

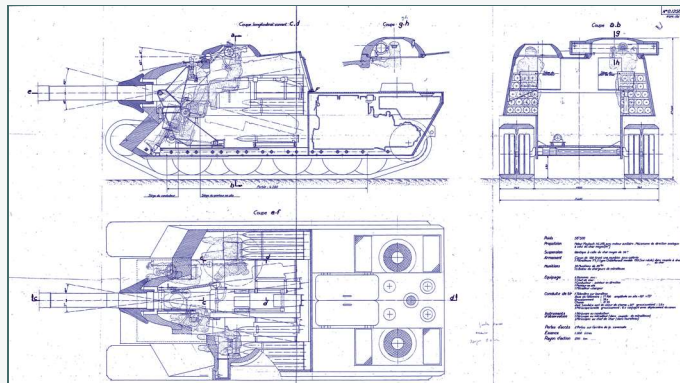
Эта машина выглядела гораздо более перспективной, чем танк, весящий почти в 2 раза больше.

Эта машина стала последней в программе AMX M4, причём единственной, которую официально классифицировали как тяжёлый танк. Впрочем, едва ли не главной причиной закрытия программы AMX 50 стало вступление 1 июня 1958 года на должность премьер-министра Франции Шарля де Голля. Вернувшийся во власть, де Голль стал настоящим "истребителем" лишённых перспектив проектов военной техники. Первыми жертвами новой администрации стали танки Baignolles-Chatillon 25t (о нём речь пойдёт чуть позже) и AMX 50.

На базе шасси танка AMX M4 в конце 40-х годов были предприняты попытки создания самоходных артиллерийских установок. Проекты имели одинаковое название: "AMX AC de 120". По первому проекту артстановка образца 46 года получила "шахматную" подвеску и рубку в носовой части. Внешне имела сходство с немецкой "JagdPanther".

Проектные данные: масса САУ - 34 тонны, броня - 30/20 мм, команда - 4 человека. Вооружение: 120 мм "Schneider" и башенный пулемет справа от рубки. Двигатель Майбах "HL 295" мощностью 1200 л.с. "AMX AC de 120" - второй проект артстановки самоходного типа на базе "M4" образца 48 года. Основное изменение - конструкция рубки. Меняется силуэт машины: он становится заметно ниже. Теперь САУ стала похожа на "JagdPzIV". Изменилось вооружение: рубка САУ получила 20 мм "MG 151" турельного исполнения, корма САУ две 20 мм "MG 151".

После войны у Советского Союза осталось огромное количество танков и самоходных орудий, в том числе и тяжелых. AMX 50 с 90-мм пушкой не мог бороться с ИС-3 или ИСУ-152. Поэтому нужно было делать некую бронемашину, способную, как минимум, противостоять тяжелым машинам вероятного противника.



Проект САУ "AMX AC de 120" образца 1946 г.



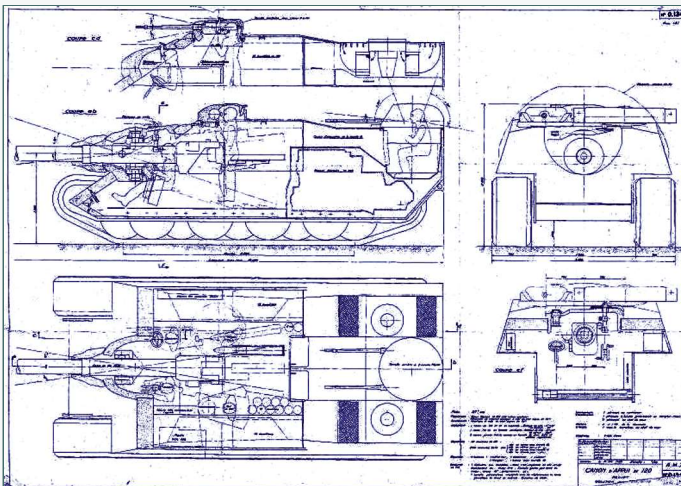
Реконструкция внешнего вида САУ "AMX AC de 120"

За основу для самоходки AMX 50 Foch, названной в честь французского военачальника времен Первой Мировой войны Фердинанда Фоша, была взята ходовая часть танка AMX 50. Корпус исходного танка значительно переработали. Ввиду особенностей компоновки такого класса техники, каким является САУ, вместо башни была установлена объемная бронированная рубка. Отдельно стоит отметить тот факт, что рубка "Фоша" начиналась в передней части машины и заканчивалась в корме. Для сравнения, на советских самоходках рубка всегда заканчивалась перед моторно-трансмиссионным отделением, и корпус имел характерный уступ в этом месте. На Foch, в свою очередь, подобный уступ хотя и был, но имел куда меньшие размеры. Рубка, равно как и остальной корпус, собиралась на болтах и сварке из ровных плит. Толщина деталей бронирования доходила до 180 мм (верхний лобовой лист). Нижний же лист лобовой части был значительно тоньше - 100 миллиметров. Однако такие "перепады" в толщине были сочтены оптимальными в плане соотношения защиты и веса. Также определенный интерес представляет угол наклона верхней лобовой плиты. 180-мм панель монтировалась под углом в 35° к горизонтали. Сочетание толщины и угла не было абсолютной панцеей, но в сравнении с исходным AMX-50 новая самоходка была гораздо прочнее и защищеннее.

Расчетная боевая масса самоходки Foch составила 50 тонн. Бронемашину в полсотни тонн должен был приводить в движение 12-цилиндровый бензиновый двигатель Maybach HL 295 12VC мощностью в 850 лошадиных сил, что обеспечивало движение по шоссе со скоростью до 50 км/ч.

Основой вооружения "Фоша", предназначенного для уничтожения тяжелых танков противника, была 120-мм пушка. Длинноствольное орудие оснащалось дульным тормозом и развитыми противооткатными устройствами. Для сохранения хорошей эргономики боевого отделения конструкторам фирмы AMX пришлось вынести орудие вперед. Из-за этого часть противооткатных устройств оказалась за пределами бронированного корпуса. По такой причине пришлось сделать оригинальную броневую маску сложной формы, состоящую из двух частей. Одна из них неподвижно крепилась на лобовом листе корпуса, а вторая устанавливалась на стволе и могла двигаться. Из-за того, что оси, на которых поворачивалась пушка, находились за пределами внутреннего объема самоходки, обеспечивалось наведение орудия с относительно большим казенником в приемлемых пределах. По горизонтали пушка могла перемещаться в секторах по 9° с обе стороны, а угол вертикальной наводки варьировался в пределах от -6° до +16°. В укладках боевого отделения могло поместиться до 40 унитарных снарядов любого типа. Компоновка бронекорпуса позволяла в перспективе добавить еще один блок лотков на 10-15 выстрелов.

Дополнительное вооружение самоходки состояло из 7,5-миллиметровых пулеметов Reibel. Первый из них размещался в специальной башенке над рабочим местом заряжающего. Конструкция башенки позволяла вести обстрел в секторе шириной 180° по горизонтали и осуществлять вертикальную наводку в пределах 12 градусов вверх и вниз от горизонтали. Решение о размещении пулемета над рабочим местом заряжающего вызывает вопросы. Конечно, бронемашину должна иметь вооружение для обороны от живой силы противника, но почему пулемет не был отдан в ведение, к примеру, командира? Естественно, расположенный на крыше САУ пулемет имел ряд непростреливаемых зон. Поэтому кроме башенки заряжающего на некоторых чертежах самоходки AMX 50 Foch в кормовой части имеется небольшая башня с двумя пулеметами. Из тех же чертежей следует, что кормовой пулеметчик мог поднимать и опускать стволы своего оружия в пределах от -6° до +70°. Таким образом, кормовая башенка выполняла функции зенитного вооружения. По-видимому, кормовой стрелок должен был обеспечивать прикрытые флангов и тыла самоходки. Тем не менее, ни на одной из имеющихся фотографий прототипов "Фоша" подобной башенки не видно. Выходит, либо ее не успели доделать до начала испытаний, либо со временем от нее отказались.



Проект САУ AMX 50 Foch

Экипаж "Фоша" имел в своем составе от четырех до пяти человек. Механик-водитель располагался в передней части самоходки, справа от пушки. За ним находилось рабочее место заряжающего. Слева от пушки в передней части САУ монтировалось сиденье наводчика, который имел в своем распоряжении прицел для стрельбы прямой наводкой, механическую систему наведения и электрическую систему управления огнем. За рабочим местом наводчика размещался командир, в обязанности которого входило поддержание связи, поиск целей и общая координация действий экипажа. Ввиду большой мощности пушки, а также требований по живучести оборудования оптика стереотрубы устанавливалась в характерном бронированном кожухе цилиндрической формы. Наконец, пятый член экипажа в ранних версиях проекта размещался в пулеметной башенке в кормовой части САУ. На опытных экземплярах Foch кормовая башня, а вместе с ней и стрелок отсутствовали. Посадка экипажа в машину и высадка из нее производилась через люк в средней части крыши корпуса. Он располагался над передней частью моторно-трансмиссионного отделения. Что касается кормового стрелка, то он, располагаясь отдельно от остального экипажа, должен был садиться в башенку и покидать ее либо через люк в верхней части, либо через специальный лаз над двигателем. При посадке/высадке через этот лаз стрелок сначала попадал в боевое отделение, после чего мог выбраться через тот же люк, что и остальные члены экипажа. В 1951 году было построено два опытных экземпляра AMX 50 Foch.



CAU AMX 50 Foch

Пробные стрельбы подтвердили эффективность стрельбы из 120-мм пушки по большинству существовавших тогда целей. Ранее доведенная ходовая часть так же не вызвала претензий. После недолгого пребывания на полигоне обе самоходки были отправлены на опытную эксплуатацию в войсках.



AMX 50

CAU AMX 50 Foch

Однако "Фош" не был принят на вооружение. В то время, когда французское военное руководство решало вопрос развертывания серийного производства, одновременно возникло несколько мнений, серьезно повлиявших на будущее всей французской бронетехники. Во-первых, ряд военачальников начал сомневаться в целесообразности принятия на вооружение подобной самоходки. Распространилось суждение, гласящее, что войскам больше нужны танки, а не самоходные артиллерийские установки, пусть даже и с такой огневой мощью. Во-вторых, активное развитие альянса НАТО повлекло за собой необходимость стандартизации и унификации вооружений. По итогам многочисленных споров и совещаний проект Foch был закрыт. В общей сложности к середине 50-х в ходе программы AMX 50 было изготовлено шесть опытных экземпляров танков и САУ.

Ещё одна компания - Batignolles-Châtillon (Батиньоль-Шатильон), перед инженерами которой была поставлена задача спроектировать средний танк, оснащенный 90-мм пушкой F3, в 1950 году подключилась к этой, как выяснилось, непростой задаче. Танк должен был стать дальнейшим развитием легкого танка AMX-13. Планировалось, что новый танк, получивший название Batignolles-Châtillon Char 25t станет основой французских танковых сил. Так как Batignolles-Châtillon 25t являлся дальнейшим развитием танка AMX-13, он получил особенности его компоновки. Прежде всего, речь идет об использовании качающейся башни. Помимо этого, трансмиссионное отделение танка было расположено в передней части его корпуса. Здесь же располагалось отделение управления, смещенное к левому борту. Ходовая часть танка состояла из шести обрезиненных опорных катков, снабженных гидравлической подвеской, и трёх поддерживающих роликов на каждый борт. Из-за того, что трансмиссия располагалась впереди, ведущими у танка стали передние колеса. В отличие от легкого танка AMX-13, новая боевая машина отличалась не только большими размерами, но и лучшим бронированием. Верхняя лобовая деталь корпуса, расположенная под хорошим углом наклона, обладала толщиной 60 мм. На AMX-13 лобовая броня корпуса была почти в два раза тоньше.

Основным вооружением опытного французского среднего танка стало 90-мм орудие F3 с дульным тормозом. Начальная скорость среднего бронебойного снаряда составляла 930 м/с. Вместе с орудием в верхней части качающейся башни был расположен спаренный с ним 7,5-мм пулемет MAC 1934T. Помимо этого по бокам башни были размещены по два дымовых гранатомета. Но боезапас был ограничен 30 снарядами.

В башне находились наводчик и командир танка. Визу в корпусе танка располагался радист, а место механика-водителя, как и на танке AMX-13, располагалось впереди с левой стороны от двигателя.

Двигатель SOFAM 12GS мощностью 500 л.с. обеспечивал 25-тонной машине скорость до 65 км/ч.

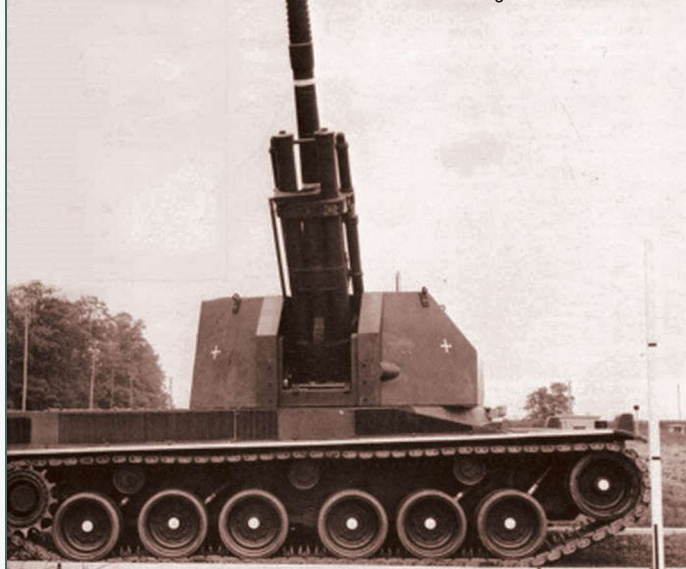
В 1954 году были изготовлены два прототипа.

Batignolles-Châtillon 25t



После годовых испытаний в 1955 году решено было закрыть проект по нескольким причинам: во-первых, не удалось решить проблему низкой надёжности новой гидравлической подвески; во-вторых, ходовую часть необходимо было обслуживать (чистить, смазывать, регулировать и т.п.) после каждого применения танка, что совершенно не устраивало военных; в третьих, было невозможно обеспечить газонепроницаемость башни по линии сочленения двух половинок башни и, соответственно, танка в целом (в условиях применения атомного оружия радиоактивная пыль могла проникнуть внутрь танка) и т.д. Была ещё одна причина - невозможность ручной перезарядки изнутри танка, если автомат заряжания выходил из строя. На базе Batignolles-Châtillon 25t разрабатывалась САУ Batignolles-Châtillon 155. Создание прототипа началось в 1955 году, из-за чего к названию этой САУ добавили индекс 55. После того, как в 1958 году была разработана башня с автоматом заряжания, приступили к созданию САУ Batignolles-Châtillon 155 58. В том же году был изготовлен деревянный макет этого варианта САУ (с автоматом заряжания).

Деревянный макет САУ Batignolles-Châtillon 155



Эта машина отличалась от большинства САУ того времени наличием поворотной башни. Масса САУ в сравнении с танком-прототипом увеличилась и достигла 34 т, но скорость хода по шоссе должна была быть не менее 62 км/ч. Экипаж и расчет составлял 6 человек. С собой САУ могло взять боекомплект из 36 выстрелов, но в декабре 1959 г. этот проект закрыли.

К созданию среднего танка подключилась фирма Lorraine, которая предложила свой проект: "Lorraine 40t", по которому было изготовлено два экземпляра-прототипа. По сути, это несколько облегченный "AMX-50", в котором были сделаны некоторые изменения, например, башенная часть располагалась в носовой части танка, и скопирован "щучий нос" от ИС-3. Также были применены резиновые шины для опорных катков, что дало танку дополнительную амортизацию.

Lorraine 40t



Чтобы увеличить боевую мощь, было принято установить 120-мм орудия, но на вооружение этот танк принят не был.

В 1950 году на базе шасси не пошедшего в серию танка Lorraine 40t фирмой Lorraine было изготовлено два прототипа САУ Lorraine Automoteur 155 mm. Вооружены машины были 155-мм гаубицами образца 1950 года, установленными в неповоротные рубки. Вначале, на первом образце она размещалась в центре САУ.

САУ Lorraine Automoteur 155 mm №1



На следующем образце рубку сместили в носовую часть САУ.

САУ Lorraine Automoteur 155 mm №2



Изначально на машины планировалось устанавливать двигатель Talbot, от которого в 1951 году отказались в пользу трофейного Maybach. Основные данные: масса - 30,3 тонны, команда - 5 человек, скорость хода - до 62 км/ч.

Оба прототипа Lorraine Automoteur 155 mm относились к штурмовым орудиям, и поэтому, когда в 1955 году было принято решение отказаться от этого типа вооружения, этот проект закрыли.

Опыт Второй мировой и актуальные угрозы показывали, что армия Франции нуждается в легких боевых бронированных машинах, пригодных для использования в десантных соединениях. Уже в 1946 году была предпринята первая попытка создания такого образца. К концу года проработали проект бронемашин с 75-мм пушкой и массой на уровне 12 т, но этот проект не был воплощен в металле.

В декабре 1954-го состоялся старт программы Engin Léger de Combat ("Легкая боевая машина") и начался официальный конкурс на разработку перспективной техники. Военное ведомство желало получить защищенную машину боевой массой порядка 6...8 т, способную бороться с современными и устаревшими танками. В течение нескольких следующих лет велась работа по поиску оптимальной конструкции такой машины. К работам привлекли два завода, Ateliers de construction d'Issy-les-Moulineaux (AMX) и Brunon-Vallette (EVEN).

Так, конструкторское бюро AMX с 1950 г. по 1954 г. уже вело проработку различных идей и предлагало разнообразные варианты противотанковой бронемашин. Тогда было решено строить ее на базе существующего бронетранспортера Hotchkiss CC2, немного изменив его конструкцию. Поиск оптимального

Hotchkiss CC2



комплекса вооружения оказался более сложным и занял несколько лет; на этом этапе конструкторы и военные изучили и отвергли несколько идей. Последовательно предлагались и

изучались бронемшины разного рода.

К примеру, в марте 1954 года фирма AMX предложила проект с рабочим названием Chenillette 4-120SR. Он предлагал оснастить шасси CC2 двухместной броневой башней с четырьмя безоткатными орудиями калибра 120 мм. В июне того же года появился проект Chenillette 6-105SR. На этот раз на башне поместили шесть 105-мм безоткатных орудий. В основе таких проектов лежали очевидные решения проблем скорости и оптимального соотношения характеристик. Специфический комплекс вооружения позволял сделать несколько выстрелов подряд без перезарядки, акумулятивные снаряды больших калибров обеспечивали поражение современной и перспективной бронетехники.

Но заказчик не заинтересовался оригинальными предложениями. Бронемашин с безоткатным противотанковым вооружением посчитали слишком сложными и непригодными для решения поставленных задач. Военные отдали предпочтение менее смелому предложению, основанному на классических идеях. В декабре 1954 года, с получением технического задания на создание "Легкой боевой машины" появилось принципиальное решение о разработке легкого танка с артиллерийским вооружением. За несколько месяцев до этого, в конце апреля 1954 года в AMX предложили альтернативный вариант легкого танка традиционного облика. К концу года заказчик понял все преимущества такого танка и одобрил продолжение работ. Изначально эта разработка носила довольно длинное рабочее название, описывавшее основные ее особенности. В дальнейшем, после отказа от других предложений, проект танка назвали по именам компании-разработчика и программы - AMX ELC. Иногда добавляли в название тип вооружения или калибр орудия.

В начале 1955 года AMX представила первый вариант легкого танка ELC.



Первый прототип танка ELC от AMX

Эта версия проекта предлагала минимальную переработку базового гусеничного шасси, но предусматривала использование оригинальной башни и боевого отделения. Для упрощения конструкции пришлось использовать неоднозначные компоновочные решения, не способствующие облегчению эксплуатации и боевому применению танка.

Шасси для танка имело сварной броневой корпус, собранный из катаных листов толщиной до 20 мм. Это обеспечивало защиту только от пуль и осколков, но резко сокращало массу конструкции. В носовой части корпуса помещалось моторно-трансмиссионное отделение, за которым находилось боевое отделение с полноценной башней. Обводы корпуса танка первой версии напоминали экстерьер транспортера CC2. Был сохранен лоб из нескольких наклонных деталей с решетками радиаторов, за которыми находились вертикальные борта и подбашенная коробка малой высоты.

В следующем номере продолжится рассказ о послевоенном развитии французского танкостроения. Вспомним и о Японии, которая также озаботилась восстановлением собственного конструкторского и производственного потенциала.

(Продолжение следует.)

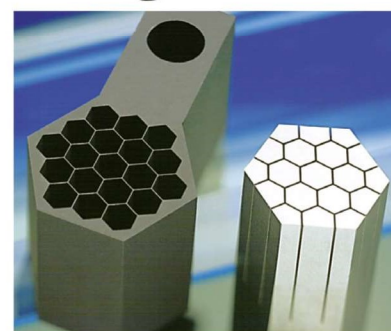
# Электроискровая прошивка без прокачки!

## Обработка глубоких узких полостей на линейных ЭИ станках Sodick без струйной прокачки диэлектрика и без брака!

Эвакуация побочных продуктов электроискровой прошивки (электроэрозии) — большая проблема, с которой столкнулись, когда появились первые электроискровые (ЭИ) станки. В процессе ЭИ обработки образуется ряд побочных продуктов, подлежащих удалению: твердый шлам (металлические частицы + сажа) и газы — продукты пиролиза рабочей жидкости ( $\approx 50\%$  водорода, а также  $\approx 40\%$  этилена и ацетилена).

Традиционно продукты электроискровой обработки (электроэрозии) удаляются струей диэлектрика, подаваемой под давлением через сопло (или несколько струйных сопел), а также через технологические отверстия в электроде или в детали. Во многих случаях организовать прокачку слишком сложно, часто — невозможно. Результаты обработки во многом зависят от опыта оператора. Когда отходы ЭИ прошивки удаляются недостаточно или неравномерно, через неудаленные частички шлама случаются вторичные разряды. В худших случаях в местах скопления шлама образуются гнезда разрядов. Все это приводит к повышенному и неравномерному износу электрода, появлению КЗ, дуговых разрядов, наростам на электроде и детали, зашлаковыванию и, как результат, к браку! Недостаточная и неравномерная струйная прокачка — одна из главных причин брака в электроэрозии.

**Линейные ЭИ станки Sodick в корне переменили ситуацию: невероятная скорость планарных линейных двигателей (ЛД), высокая тяга, поразительная динамика и фантастическая точность позволили отказаться от струйной прокачки для вымывания шлама.**



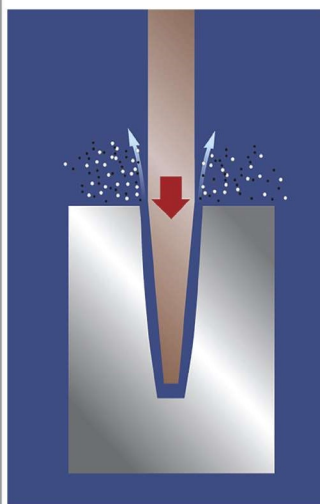
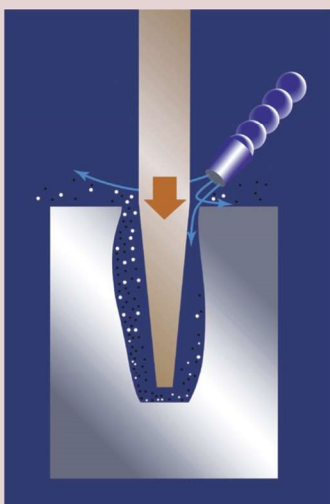
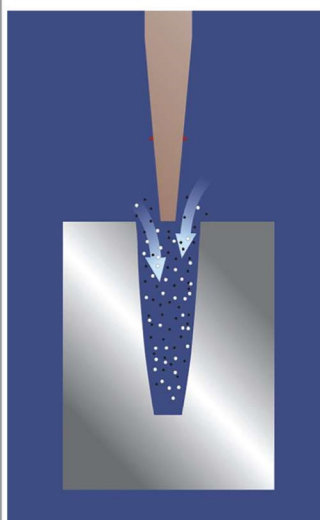
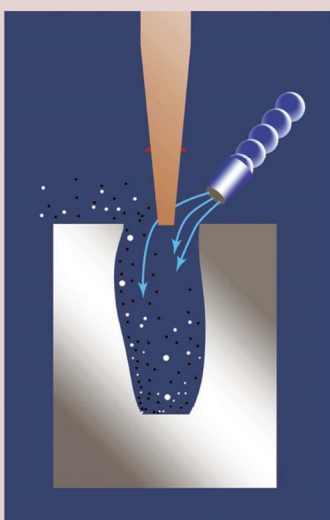
В ЭИ прошивных станках **не-Содик** с инертными и тихоходными **ШВП**-приводами струйная прокачка — всегда опасность **БРАКА** вследствие неполной эвакуации шлама!

Организация прокачки в каждом случае зависит от формы электрода, глубины и направления обработки и не поддается стандартизации.

Когда форма электрода сложная, струйная прокачка не решает проблемы. Если оператор не виртуоз и не останавливает процесс, чтобы перенацелить сопла, **БРАК НЕИЗБЕЖЕН!**

Изъяны эвакуации шлама приводят к повышенному и неравномерному износу электрода, появлению КЗ, дуговых разрядов, наростам на электроде и детали, зашлаковыванию.

**В ИТОГЕ - БРАК!**



Линейные сервоприводы в ЭИ станках Sodick с мощными планарными линейными двигателями перемещают электрод со скоростью до **600 мм/сек** и ускорением до **2,0G!**

Динамично и быстро перемещаясь вверх-вниз, электрод работает как поршень насоса, эвакуируя продукты электроэрозии несравнимо эффективнее струйной прокачки!

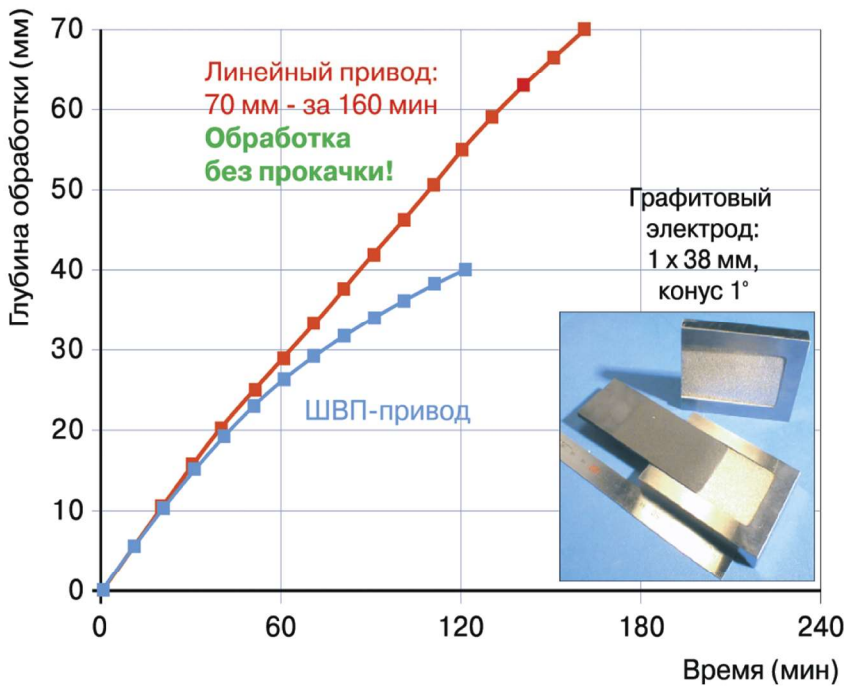
**Вместо струйной прокачки - помповый эффект быстрых релаксаций электрода!**

Другими словами, для вымывания шлама впервые достаточно лишь релаксационных движений и осцилляций самого электрода.

**Вне зависимости от опыта оператора, сложности или глубины контура — всегда качественная обработка, обработка без брака!**



## Высокая скорость ЭИ прошивки - это не столько быстрота перемещений электрода, сколько фантастическая точность подач электрода в точки оптимального ЭИ зазора.



### Электроискровая прошивка глубокого отверстия:

- Глубина прошивки: **100 мм**
- Электрод: медь, Ø 1,0 мм
- Конус: 0,5°/сторона
- Время обработки: **6 часов**
- Износ электрода: **2,741 мм**

**Без струйной прокачки!  
Без вращения и осцилляций электрода!**

Деталь разрезана надвое, чтобы показать симметричность и качество



Высокая скорость съема металла обеспечивается не столько быстротой перемещений, сколько фантастической точностью линейных сервоприводов Sodick. Линейные двигатели по командам компьютерного ЧПУ неизменно и стабильно позиционируют электрод так, чтобы обеспечить **ОПТИМАЛЬНЫЙ ЗАЗОР** между электродом и эродируемой поверхностью детали. Причем невероятно точно. Оптимальный зазор - оптимальные условия искрообразования на данных режимах - максимальный съем - наилучшее качество.

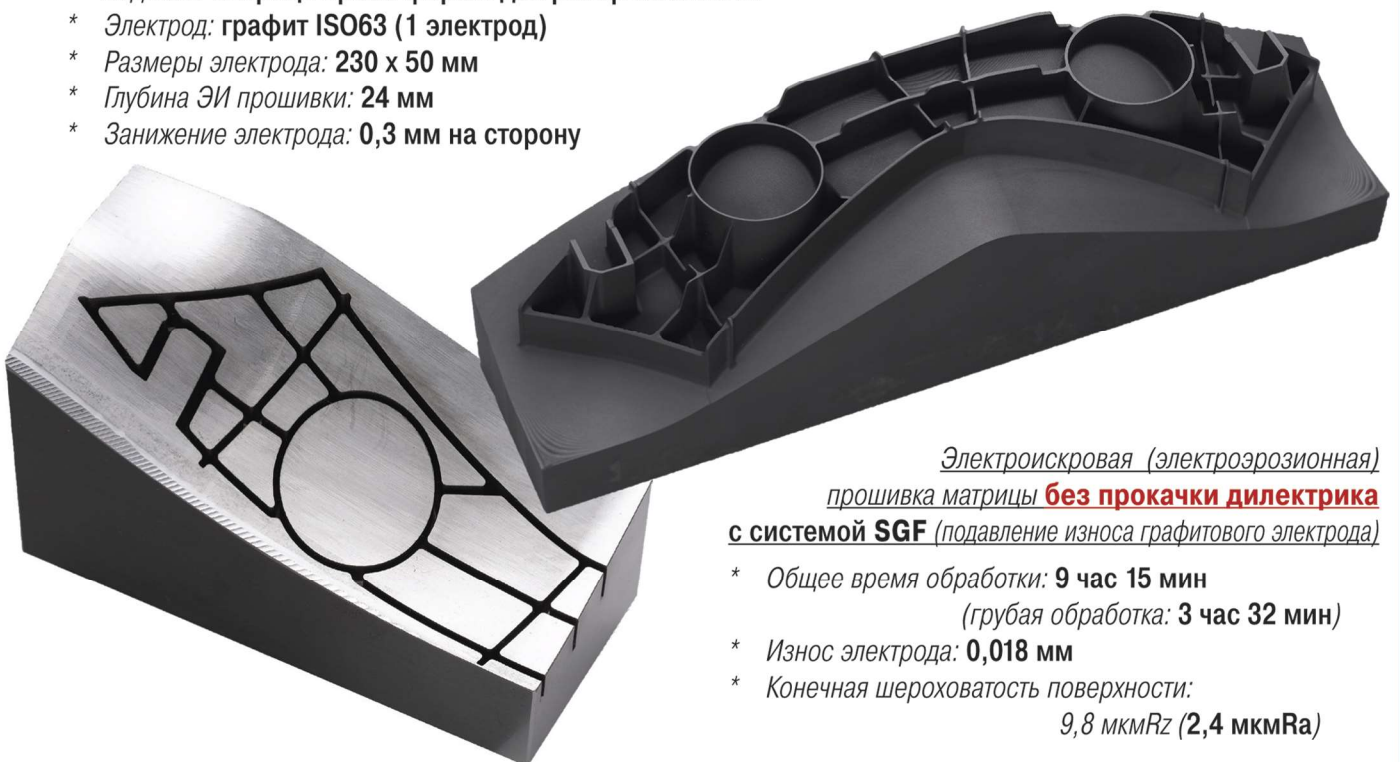
Электроискровой межэлектродный зазор в процессе электроискровой обработки непрерывно изменяется. Чтобы компенсировать изменения, относительное положение электрода **непрерывно корректируется системой управления KSMC - до 500 раз в секунду!**

В результате на всех задачах Вы всегда получаете неизменно максимальную производительность с наилучшим качеством, что на станках с ШВП-приводами попросту недостижимо.

Более подробно + видеоматериалы см. на нашем сайте: [www.sodick.sodicom.biz/ru/no-flush-edm-sinking/](http://www.sodick.sodicom.biz/ru/no-flush-edm-sinking/)

### Пример ЭИ прошивки без прокачки углеродистой инструментальной стали марки NAK80:

- \* Изделие: матрица пресс-формы для ребер жесткости
- \* Электрод: графит ISO63 (1 электрод)
- \* Размеры электрода: 230 x 50 мм
- \* Глубина ЭИ прошивки: 24 мм
- \* Занижение электрода: 0,3 мм на сторону



Электроискровая (электроэрозионная) прошивка матрицы **без прокачки диэлектрика** с системой **SGF** (подавление износа графитового электрода)

- \* Общее время обработки: **9 час 15 мин**  
(грубая обработка: 3 час 32 мин)
- \* Износ электрода: **0,018 мм**
- \* Конечная шероховатость поверхности: **9,8 мкмRz (2,4 мкмRa)**



7 ARGUMENTE  
FÜR EINE HERMLE

## Нулевые простои.

Обрабатывающие центры с высочайшей надежностью.

В современных реалиях производства требуется максимальная производительность вне зависимости от времени суток. Ее необходимо обеспечивать постоянно. Важно знать, что обрабатывающие центры Hermle, вплоть до последнего компонента, гарантируют максимальную надежность технологических процессов при минимальных допусках.

Больше информации о надежности наших обрабатывающих центров см. по адресу: [hermle2.de](http://hermle2.de).

127018, Москва,  
ул. Полковая, д. 1, стр. 4  
Тел.: +7 495 627 36 34.  
Факс: +7 495 627 36 35.  
[www.hermle-vostok.ru](http://www.hermle-vostok.ru)

