

Научно-технический журнал № 1 (115 + 244) 2018

№1(1) январь – февраль 1999

Двигатель

Научно-технический журнал



*Одиннадцать лет спустя
Большое видится на расстоянии
С пользой для государства Российского*

6
32
44



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"
Григорян Г.Г., д.т.н., вице-президент Общества "Знание" России
Дическул М.Д., зам. управляющего директора ОАО "ОДК"
Дмитриев В.Г., член-корр. РАН, главный научный сотрудник ГНЦ "ЦАГИ"
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
Кухаренок Г.М., к.т.н., зав. каф. ДВС Белорусского национального технического университета
Лобач Н.И., ген. директор ПО "Минский моторный завод"
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., президент Торгово-промышленной палаты Республики Башкортостан
Равикович Ю.А., д.т.н., проректор по научной работе МАИ
Рачук В.С., д.т.н., председатель НТС АО "НПО Энергомаш"
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 БХМ - 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 Лысенкова, к.пед.н.

В номере использованы фотографии, эскизы и рисунки:

А.И. Бажанова, Д.А. Боева, А.В. Ефимова,

А.Н. Медведя, В.Н. Романова и др.

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111116, Россия, Москва,

ул. Авиамоторная, 2.

Тел.: (916) 600-8237.

dvigatell@yandex.ru

boeff@yandex.ru

aib50@yandex.ru

www.dvigately.ru

Электронная версия журнала (2006-2017 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, 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 1629 в общероссийском Перечне 2015 г.

Научно-технический журнал "Двигатель" ©

зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Рег. № 018414 от 11.01.1999 г.

20-й (111-й) год издания.

Отпечатано

ООО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.

Тираж 3 000 экз.

Периодичность: 6 выпусков в год.

Цена свободная.



ГИДРОДИНАМИКА МЕЖРОТОРНЫХ ПОДШИПНИКОВ СКОЛЬЖЕНИЯ ПРИ РАЗНЫХ СХЕМАХ ПОДАЧИ МАСЛА

ОКБ им. А. Льюлки - филиал ПАО "ОДК-УМПО":
Евгений Ювенальевич Марчуков, д.т.н., Генеральный конструктор
Юрий Борисович Назаренко, к.т.н., ведущий конструктор

Рассматривается жидкостное трение в межроторных подшипниках скольжения на основе гидродинамической теории смазки при разных схемах подачи масла.
Considered liquid friction in inter-rotor sliding bearings on the basis of the hydrodynamic theory of lubrication by different supply schemes.

Ключевые слова: межроторный подшипник, гидродинамические силы, масляный клин, скольжение.
Keywords: inter-rotor bearings, hydrodynamic forces, oil wedge, sliding.

Введение

Использование межроторных подшипников скольжения для двухвалных роторов ГТД имеет ряд специфических особенностей. Это связано с тем, что ротора высокого и низкого давления вращаются в одном направлении, что создает определенные проблемы в эксплуатации подшипников скольжения.

В межроторных подшипниках скольжения подача масла может производиться через внутренний вал, как правило, низкого давления (НД) и имеющего меньшую угловую скорость, чем внешний вал высокого давления (ВД).

В этом случае скорость масляного потока равна угловой скорости вращения вала НД и гидродинамические силы возникают при набегании втулки, принадлежащей более скоростному валу. При небольшой скорости скольжения набегание втулки происходит с малой скоростью и гидродинамические силы масляного потока в клиновом зазоре между втулками роторов незначительны.

Для повышения гидродинамического эффекта в подшипнике скольжения предлагается подачу масла осуществлять с определенной скоростью относительно втулки, посаженной на валу ротора НД. Это увеличивает скорость потока масла в клиновом зазоре между втулками валов роторов.

1 Гидродинамические силы в подшипниках скольжения без скоростной подачи масла

При жидкостном трении рабочие опорные поверхности вала (цапфа) и вкладыша (подпятник) разделены слоем масла, толщина которого должна быть больше суммы высот шероховатостей двух поверхностей [1]. При этом реакция ротора на опоре компенсируется гидродинамическими силами масляного потока в клиновом зазоре.

В радиальных подшипниках с гладкими вкладышами, выполненными в радиус с цапфой вала при наличии коаксиального зазора между ними клиновидная форма зазора свойственна самой конструкции подшипника. Она образуется за счет смещения центра цапфы вала и вкладыша (рис. 1). Распределение гидродинамического давления в этом случае рассмотрено в [1-2].



Гидродинамическое давление при полном заполнении зазора маслом и движении потока масла по часовой стрелке формируется в двух четвертях щелевого зазора. В квадранте сужения зазора ($-\pi/2 < \alpha < 0$) от оси X и до оси Y и в квадранте расширения зазора ($0 < \alpha < \pi/2$) от оси Y до X (рис. 1).

Толщину зазора для четверти круга от зазора на оси X, равно-

го $\Delta/2$ и до минимального h_{min} в квадранте сужения принимаем линейной, и она составит

$$\xi = [\Delta - h_{min}] \cdot \alpha / (\pi/2) + h_{min}, \quad (1)$$

где Δ - радиальный (коаксиальный) зазор цапфы вала и вкладыша; h_{min} - минимальный зазор на рабочих режимах.

На основе гидродинамической теории смазки [1-2, 5], давление в клиновом зазоре при изменении высоты зазора по линейному закону представим в виде

$$P = -\frac{6\mu}{\beta} \left[V \left(\frac{1}{h} - \frac{1}{h_1} \right) - Q \left(\frac{1}{h^2} - \frac{1}{h_1^2} \right) \right], \quad (2)$$

где h_1 - начальная величина зазора; β - угол наклона верхней пластины клинового зазора относительно нижней; V - окружная скорость цапфы вала; μ - динамическая вязкость жидкости; Q - расход жидкости в зазоре.

Для определения давления в клиновом зазоре давление для элементарного элемента дуги $dL = R d\alpha$ можно представить в виде [1]

$$P = \frac{6\mu V}{\beta} \left[\left(\frac{1}{h_1 - R d\alpha \beta / 2} - \frac{1}{h_1} \right) - \frac{h_{min}}{2} \left(\frac{1}{(h_1 - R d\alpha \beta / 2)^2} - \frac{1}{h_1^2} \right) \right], \quad (3)$$

где β - угол наклона верхней пластины клинового зазора относительно нижней.

Раскладывая в ряд Тейлора выражение (3) и пренебрегая величинами малого порядка малости, будем иметь давление на единичном участке клинового зазора

$$P = \frac{6\mu \cdot V}{\beta} \cdot \frac{R \beta \cdot d\alpha}{1} \left(\frac{1}{2h^2} - \frac{h_{min}}{2h^3} \right) = \frac{3\mu \cdot V \cdot R \cdot d\alpha}{1} \left(\frac{1}{\zeta^2} - \frac{h_{min}}{\zeta^3} \right). \quad (4)$$

Интегрируя выражение (4) в интервале от оси "X" и до текущего значения α , получим значение давления для любого сечения клинового зазора

$$P(\alpha) = \lambda \int_{\alpha}^{\pi/2} \left(\frac{1}{\zeta^2} - \frac{h_{min}}{\zeta^3} \right) d\alpha, \quad (5)$$

где λ - параметр, определяемый из соотношения, $\lambda = 3\mu \cdot V \cdot R$.

После преобразования выражения (5) будем иметь

$$P(\alpha) = \lambda \int_{\alpha}^{\pi/2} \left(\frac{1}{\eta^2} \cdot \frac{d\alpha}{(\alpha + h_{min}/\eta)^2} - \frac{h_{min} d\alpha}{\eta^3 (\alpha + h_{min}/\eta)^3} \right), \quad (6)$$

где η - параметр, определяемый соотношением, $\eta = 2(\Delta - h_{min})/\pi$.

После интегрирования получим

$$P(\alpha) = \frac{\lambda}{\eta^2} \left[\frac{1}{\alpha + h_{min}/\eta} - \frac{1}{(\pi/2 + h_{min}/\eta)} \right] - \frac{\lambda h_{min}}{2\eta^3} \left[\frac{1}{\alpha + h_{min}/\eta} - \frac{1}{(\pi/2 + h_{min}/\eta)} \right]^2. \quad (7)$$

Оценим распределение гидродинамического давления по длине зазора и максимальные радиальные гидродинамические силы, поддерживающие вал ротора на масляной подкладке.

Пример расчета проведем на модели межроторного подшипника скольжения с радиусом цапфы вала $R = 67$ мм и шириной $B = 20$ мм. Величину коаксиального зазора принимаем $\Delta = 0,1$ мм.

Окружная скорость набегания втулки вала ВД при угловой скорости ротора НД $\omega_1 = 1068 \text{ с}^{-1}$ и ротора ВД $\omega_2 = 1393 \text{ с}^{-1}$ составляет $V = 21,8 \text{ м/с}$; μ - динамическая вязкость масла при температуре $100 \text{ }^\circ\text{C}$, $\mu = 0,0027 \text{ Нс/м}^2$.

Гидродинамическое давление формируется в секторе с полным заполнением зазора маслом и где клиновидный зазор будет минимальным. Центр клиновидного зазора расположен по направлению действия радиальной силы ротора. Это будет соответствовать расположению сектора $-\alpha_c/2 < \alpha < \alpha_c/2$. Примем $\alpha_c = 0,6 \text{ рад}$.

Подставляя в выражение (6) верхний предел интегрирования $\alpha_c/2$, распределение гидродинамического давления при минимальной толщине зазора $h_{\min} = 10 \text{ мкм}$ в интервале $0 < \alpha < 0,3$ представим на диаграмме (рис. 2)

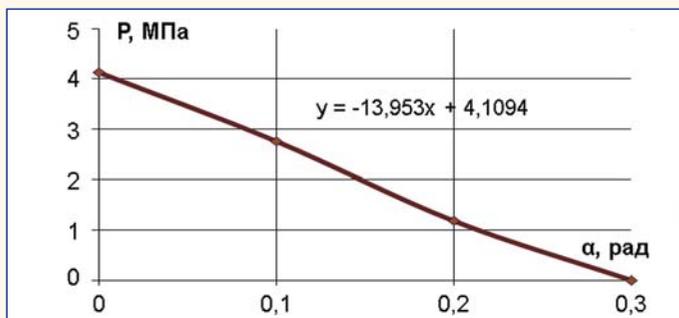


Рис. 2 Распределение гидродинамического давления по длине клиновидного зазора

При линейной аппроксимации распределения давления на участке $0 < \alpha < 0,3$ и $-0,3 < \alpha < 0$ принимаем максимальное значение гидродинамического давления $P_{\max} = 4,1 \text{ МПа}$ и угол сектора $\alpha_c = 0,6 \text{ рад}$. В этом случае суммарная гидродинамическая сила будет равна произведению средней величины давления на каждом участке и площади сегмента

$$F = (P_{\max}/2) \cdot B \cdot \alpha_c R = 1648,2 \text{ Н}, \quad (8)$$

где P_{\max} - максимальное гидродинамическое давление на сегменте, $P_{\max} = 4,1 \text{ МПа}$; B - ширина сегмента вкладыша, $B = 0,02 \text{ м}$; α_c - угол сектора сегмента, $\alpha_c = 0,6 \text{ рад}$; R - радиус цапфы вала, $R = 0,067 \text{ м}$.

Результирующая гидродинамическая сила в секторе, с полным заполнением зазора маслом $\alpha_c = 0,6 \text{ рад}$, составит $1648,2 \text{ Н}$, а при $\alpha_c = 1,2 \text{ рад}$ будет равна $3904,2 \text{ Н}$.

2 Конструкция подшипника скольжения при скоростной подаче масла

Для реализации скоростной подачи масла относительно внутреннего вала предлагается подачу масла производить через жиклеры, расположенные в окружном направлении на вкладыше цапфы вала ротора НД.

Для этого на внутреннем валу 1 и вкладыше 3 изготавливают радиальные цилиндрические каналы "М", которые не доходят до внешнего радиуса вкладыша (рис. 3).

На внешней поверхности вкладыша выполнены выемки 8 в виде желоба с наклоном в окружном направлении выходящим на поверхность цапфы и с плоской радиальной поверхностью на торце (рис. 4).

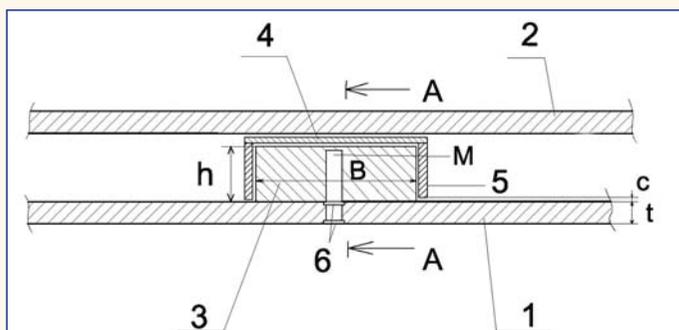


Рис. 3 Узел межроторного подшипника скольжения

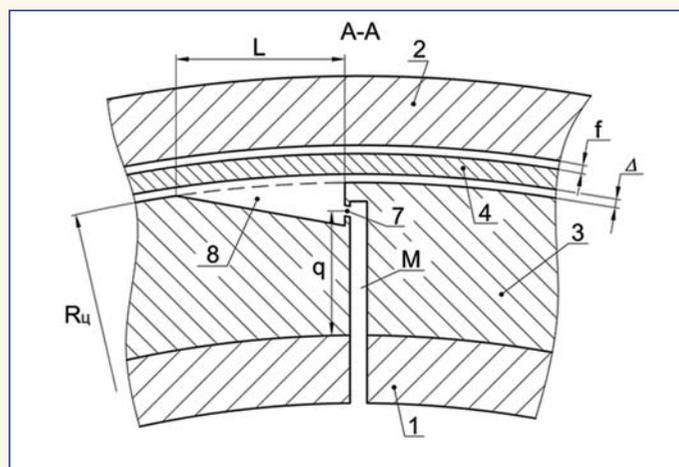


Рис. 4 Схема подачи масла в клиновидный зазор подшипника. Вид А на рис. 3

Глубина радиальной поверхности выемки должна перекрывать радиальный канал "М", а расстояние между границей выемки и радиальным каналом в окружном направлении должно быть минимальным.

В образуемой перемычке на максимально возможном радиусе выполняется выходное отверстие (сопло) для выхода потоков масла с максимально возможной скоростью, определяемой давлением масла в канале на уровне сопла.

Подача масла в подшипник скольжения осуществляется через сопло 7, связанное через гидравлический канал "М" на валу 1 и вкладыше 3 с кольцевой канавкой 6 на внутреннем валу 1, куда поступает масло, подаваемое во внутреннюю полость вала.

В процессе работы ГТД вал ротора НД приводится во вращение, следовательно, приводится во вращение и скрепленный с ним вкладыш. Масло от масляной системы ГТД подается в полость вала 1, кольцевую канавку 6 и через каналы в коллекторе внутреннего вала и цапфы "М" к жиклерам 7, которые совершают движение вращения со скоростью ω вместе с внутренним валом и под давлением за счет центробежных сил масляного столба подается к жиклерам, откуда вытекает со скоростью V на коническую поверхность выемки 8. Потоки масла при этом имеют окружную скорость относительно цапфы вала, равную скорости истечения масла из сопла.

Количество подающих устройств сопел (жиклеров) и выемок в цапфе может быть различным, но не менее четырех и, в принципе, чем больше их будет, тем более эффективно происходит подача масла и гидродинамическое давление в клиновом зазоре будет максимальным.

При изготовлении герметизирующих элементов 5, предотвращающих утечку масла с торцевых поверхностей зазора, жестко связанных с внешним валом 2 и с зазором относительно внутреннего вала, возможно касание и заедание ограничителей 5 с вкладышем 3.

В процессе работы ГТД внутренний вал 1 ротора и втулка 4 внешнего вала 2 имеют разные температуры и температурные удлинения их будут разными. Для устранения возможного заклинивания элементов подшипника скольжения предлагается свободная посадка ограничителей 5. Для этого втулка 4 и ограничители 5 могут изготавливаться как одно целое или при посадке их с натягом.

Смещение внешнего вала 2 будет также перемещать втулку 4. Для устранения смещения втулки 4 относительно вкладыша 3, жестко связанного с валом 1, его посадка на вал 2 должна быть свободной, а фиксация его в осевом направлении осуществляется ограничителями 5, расположенными между вкладышем 3.

3 Гидродинамические силы в подшипниках скольжения при скоростной подаче масла

Для определения гидродинамического давления в клиновом зазоре рассмотрим два вида движения потока масла в движущейся зоне пары: вкладыш внутреннего вала и втулка внешнего вала.

Первое будет реализовываться без скоростной подачи масла

из форсунок и набегании внешней втулки на неподвижный масляный слой и рассмотрено ранее.

Второй случай будет соответствовать неподвижным втулкам в зоне трения и движению потока масла между ними. Результирующее гидродинамическое давление будет определяться их суммой.

Гидродинамическое давление при движении потока масла формируется в секторе, с полным заполнением зазора маслом. Это будет соответствовать расположению сектора $-\alpha_c/2 < \alpha < \alpha_c/2$.

Определим гидродинамические силы в секторе с полным заполнением клиновидного зазора маслом при неподвижных втулках и движении потока масла между ними.

Расход жидкости на входе зазора установим при уменьшении скорости потока от максимальной V_{Γ} в среднем сечении и до нулевого значения на его границах по закону [1] и он составит

$$Q = 2V_{\Gamma} \cdot h_{\Gamma} / 3.$$

Из условия неразрывности потока жидкости значение Q не должно зависеть от "X" (во всех сечениях зазора Q постоянно).

Подставляя расход потока в (2), запишем давление в клиновом зазоре для элементарного элемента дуги $dL = R \cdot d\alpha$

$$P = \frac{4\mu V_{\Gamma} h_{\Gamma}}{\beta} \cdot \left(\frac{1}{(h - R \cdot d\alpha \cdot \beta / 2)^2} - \frac{1}{h^2} \right), \quad (9)$$

где β - угол наклона верхней пластины клиновидного зазора относительно нижней; V_{Γ} - скорость выхода масла из сопла; h_{Γ} - зазор на входе в сектор, $h_{\Gamma} = (\Delta - h_{\min}) \cdot \alpha_c / \pi + h_{\min}$; h - текущее значение высоты зазора.

Раскладывая в ряд Тейлора выражение (9) и пренебрегая величинами малого порядка малости, будем иметь давление на единичном участке клиновидного зазора

$$P = \frac{4\mu \cdot V_{\Gamma} \cdot h_{\Gamma} \cdot R \cdot d\alpha}{1} \left(-\frac{1}{\zeta^3} \right). \quad (10)$$

Интегрируя выражение (10) в интервале от $0 < \alpha < \alpha_c/2$, получим максимальное значение давления клиновидного зазора в секторе

$$P(\alpha) = \lambda \int_0^{\alpha_c/2} \left(-\frac{1}{\zeta^3} \right) d\alpha, \quad (11)$$

где λ - параметр, определяемый из соотношения, $\lambda = 4\mu \cdot V_{\Gamma} \cdot h_{\Gamma} \cdot R$.

Произведя преобразование выражения (11), будем иметь давление для любого сечения клиновидного зазора

$$P(\alpha) = \lambda \int_0^{\alpha_c/2} \frac{d\alpha}{\eta^3 (\alpha + h_{\min}/\eta)^3}, \quad (12)$$

где η - параметр, определяемый соотношением $\eta = 2(\Delta - h_{\min})/\pi$.

После интегрирования получим

$$P(\alpha) = \frac{\lambda}{2\eta^3} \left[\frac{1}{(\alpha + h_{\min}/\eta)^2} - \frac{1}{(\alpha_c/2 + h_{\min}/\eta)^2} \right]. \quad (13)$$

Скорость истечения масла через сопло для несжимаемой жидкости и при площади сечения масляного канала в коллекторе, намного превышающей площадь сопла, определена из зависимости Бернулли [3]

$$V_{\Gamma} = \sqrt{2P/\rho}, \quad (14)$$

где P - давление масла на уровне сопла в канале "М"; ρ - плотность масла, кг/м³.

Центробежная сила столба масла в канале внутреннего вала и цапфы "М" определяется высотой q и толщиной вала и давление масла в жиклере на уровне выходного сопла будет равно [4]

$$P = (q + t) \cdot [R_B + (q + t) \cdot 2] \cdot \rho \cdot \omega^2, \quad (15)$$

где ω - круговая скорость вращения внутреннего вала; R_B - внутренний радиус вала НД; q - радиальное расстояние от внешней поверхности вала до выходного сопла; t - толщина вала.

Оценим распределение гидродинамического давления по длине зазора и максимальные радиальные гидродинамические силы,

поддерживающие вал ротора на масляной подкладке.

Расчет проведем для примера, рассмотренного выше, при высоте вкладыша $h = 12$ мм, значении параметра $q = 10$ мм и толщине вала $t = 8$ мм. Внутренний радиус вала равен $R_B = 47$ мм.

Тогда давление масла в жиклере на уровне выходного сопла будет равно $P = 0,9$ МПа.

Скорость истечения масла через сопло составит 47,4 м/с. При значении угла сектора с полным заполнением клиновидного зазора маслом $\alpha_c = 0,6$ рад начальный зазор на входе составит 27,2 мкм.

Распределение гидродинамического давления при значении угла сектора с полным заполнением клиновидного зазора маслом 0,6 рад и минимальной толщине зазора $h_{\min} = 10$ мкм в интервале $0 < \alpha < 0,3$ рад представим на диаграмме (рис. 5).

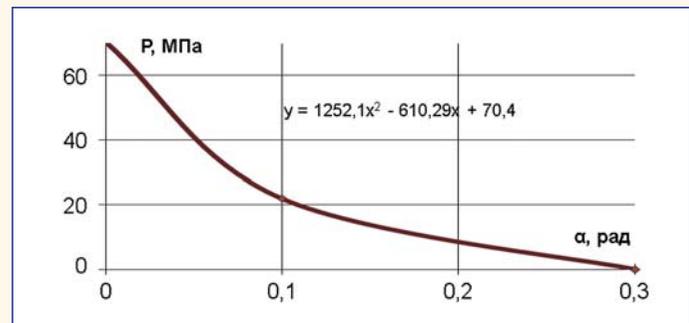


Рис. 5 Распределение гидродинамического давления при скоростной подаче масла

Умножив гидравлическое давление на ширину опорной зоны клиновидного зазора и интегрируя по длине сектора его проекцию на ось Y, установим гидродинамическую силу, поддерживающую ротор на опоре

$$F = 2 \int_0^{0,3} (1252,1\alpha^2 - 610,3\alpha + 70,4) BR \cos \alpha d\alpha = 15678 \text{ Н}. \quad (16)$$

Суммарная гидродинамическая сила на сектор с полным заполнением масла в клиновом зазоре, определяемая как сумма давления в клиновом зазоре без скоростной (8) и при скоростной подаче масла (16), составит 17326 Н.

Скоростная подача масла в клиновом канале между втулками на порядок увеличивает гидродинамические силы. Это предотвращает возможное касание поверхностей и повышает надежность работы межроторного подшипника.

При традиционной схеме подачи масла в межроторный подшипник гидродинамические силы масляного потока в клиновом зазоре между втулками роторов незначительны из-за небольшой скорости скольжения валов роторов, что сдерживает применение подшипников скольжения.

Скоростная подача масла в зазор между втулками внутреннего и внешнего валов в окружном направлении приводит к существенному повышению грузоподъемности подшипника и это позволяет расширить область применения их для межроторных подшипников скольжения при вращении роторов в одном направлении. ■

Литература

1. Назаренко Ю.Б. Гидродинамика подшипников газотурбинных двигателей: монография // Москва. 2017. - 102с.
2. Назаренко Ю.Б. Гидродинамика подшипников скольжения и критические частоты вращения роторов // Двигатель, №3, 2017. - С.16-18.
3. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика: т. IV/Гидродинамика. М.: Наука, 1986. - 736с.
4. Марчуков Е.Ю., Назаренко Ю.Б. Динамика роторов и гидродинамика масляного клина подшипников качения газотурбинных двигателей: монография // Москва. 2016. - 186с.
5. Марчуков Е.Ю., Назаренко Ю.Б. Гидродинамика подшипников скольжения с сегментными вкладышами и критические частоты вращения роторов // Двигатель, №5, 2017. - С.2-4.

Связь с автором: nazarenkojb@rambler.ru



Виктор Васильевич Плотников,
ведущий конструктор НТЦ им. А. Люльки ОАО "НПО "Сатурн"

К 110-ЛЕТИЮ АРХИПА МИХАЙЛОВИЧА ЛЮЛЬКИ

Самолеты Су-11 и Ил-22 с первыми отечественными турбореактивными двигателями ТР-1 участвовали в августе 1947 г. в воздушном параде в Тушино.

В конце 1940-х - начале 1950-х годов коллективом под руководством А.М. Люльки созданы двигатели ТР-2, ТР-3, АЛ-5.

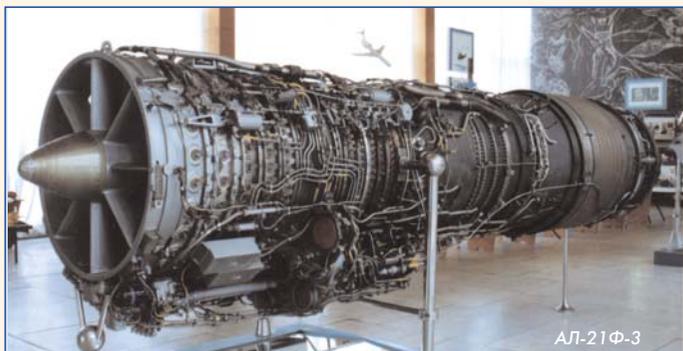
За создание двигателя АЛ-5 в 1951 г. А.М. Люльке была присуждена Сталинская премия 1-й степени.

В период с 1952 по 1959 гг. коллективом А.М. Люльки разрабатывался двигатель АЛ-7 и его последующие модификации: АЛ-7П, АЛ-7ПБ, АЛ-7Ф, АЛ-7Ф-1 и АЛ-7Ф-2, принешие коллективу мировую известность и признание.

Этими двигателями оснащались самолеты Ил-54, Ла-250, Су-7, Су-7Б, Су-9, Су-11, Ту-110, Ту-128, крылатые ракеты Х-20 и Х-20М, летающая лодка Бе-10 (М-10).

В 1957 г. за создание двигателя АЛ-7Ф Архипу Михайловичу были присвоены звания Героя Социалистического Труда и генерального конструктора по авиационной технике.

В 1965 г. А.М. Люлька и его коллектив приступили к разработке ТРД третьего поколения АЛ-21Ф, модификация которого АЛ-21Ф-3 в 1971 г. пошла в крупносерийное производство.



АЛ-21Ф-3 устанавливался на самолеты Су-24, Су-17М и МиГ-23Б.

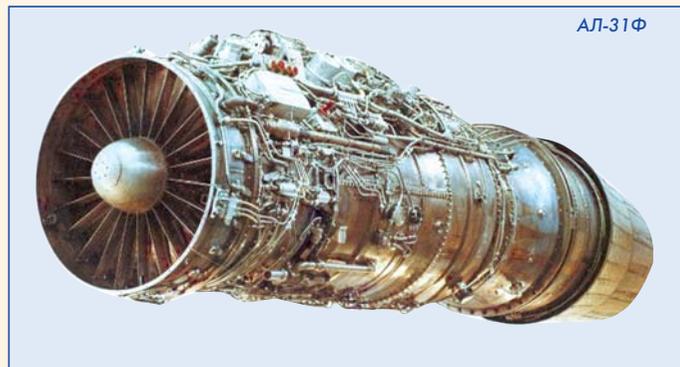
В это же время в ОКБ А.М. Люльки был разработан жидкостный ракетный двигатель Д-57 на криогенных компонентах: жидкий водород + жидкий кислород для третьей ступени лунно-го комплекса Н1.

26 ноября 1968 г. Академия наук СССР избрала А.М. Люльку своим действительным членом (академиком), где он до конца своей жизни возглавлял Комиссию по газовым турбинам.

После завершения работ по двигателям АЛ-21Ф и Д-57 в начале 1970-х годов Архип Михайлович Люлька обратился к реализации своего изобретения - схемы двухконтурного турбо-

реактивного двигателя, авторское свидетельство на которую получил в апреле 1941 г., когда только начали создавать одно-контурные двигатели. Эта схема нашла самое широкое применение и в настоящее время по ней строится большинство авиационных двигателей в мире.

Под руководством Люльки создается всемирно известный в настоящее время двухконтурный турбореактивный двигатель четвертого поколения АЛ-31Ф для самолета Су-27 и его модификаций.



АЛ-31Ф стал вершиной конструкторской деятельности А.М. Люльки, но государственные испытания этого двигателя завершились уже после его смерти в сентябре 1985 г. под руководством генерального конструктора В.М. Чепкина.

Уникальный по своим техническим характеристикам двигатель АЛ-31Ф обладает широкими возможностями дальнейшего развития, что реализовано в конце 1980-х - 1990-х гг., когда в ОКБ, носящем имя А.М. Люльки, были созданы модификации этого двигателя: АЛ-31ФП с управляемым вектором тяги для всех модификаций самолета Су-30МК, АЛ-31СТ для Газпрома, а в настоящее время - изд. "117" для самолета Су-35.

Двигатели АЛ-31Ф выпускаются большими сериями и успешно эксплуатируются во многих странах мира. На самолетах с этими двигателями установлено более 50 мировых рекордов, и это прекрасная память о выдающемся конструкторе Архипе Михайловиче Люльке.

Архип Михайлович Люлька скончался 1 июня 1984 г.

Его имя носят созданный им в 1946 г. коллектив и одна из площадей в Москве.

И по-прежнему двигатели марки "АЛ" (инициалы Архипа Люльки) надежно служат Отечеству и являются гордостью нашего авиационного двигателестроения. **П**

СИГНАЛЬНЫЙ МЕХАНИЗМ ОБЪЕМНОЙ МАТРИЧНОЙ СИСТЕМАТИЗАЦИИ ПЕРИОДИЧНОСТИ ХИМИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ

К 150-летию опубликования Периодической таблицы химических элементов Д.И. Менделеева

Ефим Михайлович Малитиков,
Президент Международной ассоциации "Знание",
Председатель Межгосударственного комитета СНГ по образованию, д.т.н., профессор, академик
Борис Владимирович Гусев,
Президент Международной и Российской инженерных академий, член Оргкомитета TANG PRIZE,
член-корр. Российской академии наук, д.т.н., профессор
Анатолий Алексеевич Сперанский,
вице-президент РИА, директор Института наукоемких инженерных технологий РИА,
DExpert ISCED, профессор, академик МИА и РИА
Александр Иванович Бажанов,
главный редактор журнала "Двигатель", эксперт Рабочей группы
"Технологическая безопасность" Экспертного совета председателя Коллегии ВПК, академик МИА
Александр Иванович Овчинников,
Президент Института возобновляемой энергетики,
заместитель директора Института наукоемких инженерных технологий РИА, PhD, академик МИА
Кирилл Кириллович Сперанский,
студент МГТУ им. Н.Э. Баумана, член Союза молодых инженеров России

Из многочисленных безуспешных попыток усовершенствовать "Периодическую таблицу химических элементов" выдающегося русского ученого Д.И. Менделеева следует её гениальность и чрезвычайная сложность поставленной Нобелевским Лауреатом по химии, Президентом Общества "Знание" СССР академиком Н.Н. Семёновым задачи по устранению пяти главных недостатков, породивших её несистемность и асимметричность. Первое обобщённое представление авторами Объемной периодической матрицы (ОПМ) физико-химических элементов является предметом особой важности и научной ответственности и в некотором смысле приближает к решению задачи информационной модернизации, актуальность которой никто не ставит под сомнение уже полтора столетия.

From numerous unsuccessful attempts to improve the "Periodic table of chemical elements" of the outstanding Russian scientist D. I. Mendeleev follows its genius and extraordinary complexity set by Nobel Laureate in chemistry, President of the society "Knowledge" USSR academician N. N. Semenov tasks to eliminate the five main shortcomings that gave rise to its inconsistency and asymmetry. The first generalized representation by the authors of the Volumetric periodic matrix (OPM) of physico-chemical elements is a subject of special importance and scientific responsibility and in some sense brings closer to the solution of the problem of information modernization, the relevance of which no one doubts for a century and a half.

Ключевые слова: химический элемент; объемная матрица; сигнальный механизм периодичности; энергодинамические модели химических соединений.
Keywords: chemical element; volumetric matrix; periodicity signaling mechanism; energy dynamic models of chemical compounds.

"В долгосрочной перспективе именно наука обеспечивает процветание..."

Мичио Каку. ФИЗИКА БУДУЩЕГО

К фундаментальным постоянно углубляющимся и расширяющимся практическим знаниям Человека о среде обитания и жизнедеятельности следует, прежде всего, отнести непрерывное постижение триединства всеобщих законов и универсальных закономерностей Природы в знаниях и представлениях Общества [1]: о единой всеобщей модели строения вещества (I), единой всеобщей

теории проявления и трансформации энергии полей (II) и единой неограниченной мерности информации о взаимопревращении энергии и вещества (III) в качестве универсального инструмента наблюдения, познания и понимания их пространственно-временного системного гомеостаза (рис. 1).



Рис. 1 Фундаментальная триада знаний

Рассмотрение ретроспективы развития знаний свидетельствует о постоянном стремлении Человека, в первую очередь ученых, к познанию всеобщего феномена эволюции взаимосвязи причины и следствия, порождающего единые природные механизмы движения материи через **взаимное превращение вещества, энергии и информации.**

Исторический опыт приобретения знаний в стремлении Человека к безопасным и комфортным условиям жизнедеятельности свидетельствует о взаимосвязи двух триад, сопутствующих этому процессу. С одной стороны, характерный для Человека опыт наблюдений природных явлений, процессов и состояний порождает интуитивное видение закономерностей и формирует новые знания о природном синтезе. Новые знания, в свою очередь, повышают имеющийся опыт и развивают интуицию. С другой стороны, обширные знания о природных закономерностях позволяют сформулировать теоретические предпосылки фундаментальных знаний, на основе которых создаются более совершенные инструментальные средства, обеспечивающие исследования и наблюдения более высокого информационного уровня. Двойная триада представляет бесконечный процесс и информационную модель развития знаний (рис. 2).



РАЗВИТИЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЙ О ВЕЩЕСТВЕ

История знает восемь прижизненных изданий "Основ химии" и "Периодической Системы химических элементов Д.И. Менделеева" и множество безуспешных попыток ее превзойти. Первого сентября 1951 г. на первой постановочной лекции Физико-технического факультета МГУ (позже - МФТИ) Лауреат Нобелевской премии, Президент Общества "Знание" СССР академик Николай Николаевич Семёнов перед студентами и учёными поставил задачу для решения проблемы по устранению, по крайней мере, пяти главных недостатков в известной всему миру "Периодической системы химических элементов Д.И. Менделеева". К тому времени она являлась фундаментальной основой для научных исследований и инженерных решений уже более восьмидесяти лет, по таблице учились все школьники и студенты мира.

По словам академика Н.Н. Семенова, "Цель ясна - после устранения недостатков обнаружатся новые свойства и взаимосвязи элементов, что позволит проводить большинство научных исследований на новом более высоком уровне и решать стоящие инженерные задачи не только вам - инженерам-физикам, а всем учёным и инженерам. Об экономическом эффекте: устранение хотя бы одного недостатка - равно экономии по затратам государства на содержание Физико-технического факультета МГУ в течение 50 лет по 400 студентов, стоимость которого в 40 раз превышает себестоимость студентов других факультетов (физиков, химиков, математиков). Устранить эти очевидные недостатки пока никому в мире не удалось! А это необходимо для продвижения науки, технологий, техники и инженерии вперёд".

Ниже приведены озвученные авторитетным ученым главные

недостатки плоской (двумерной) периодической таблицы Д.И. Менделеева:

1. Ряды (так называемые полупериоды) в обозначенных периодах имеют разную длину. При этом возникает число свободных мест-клеток около 37.

2. В первом ряду элементов всего два; к тому же водород не занимает постоянного места; а эти два элемента одного ряда составляют целый период.

3. Лантаноиды и Actиноиды оказались за пределами таблицы.

4. Открытая позже учёными группа инертных газов добавилась потом.

5. Введённая позже длиннопериодная таблица положение в целом не спасает, таблица продолжает оставаться асимметричной. К тому же, Д.И. Менделеев в последних прижизненных изданиях "Основ химии" не указывал "Периоды", хотя таблицы называл "Периодическими". Кроме того, периодов 7, а рядов - 10, то есть, полупериод и ряд - это разные несовпадающие понятия; а с учётом Лантаноидов и Actиноидов этот термин не понятен принципиально.

К разрешению провозглашённой проблемы приложили усилия многие ученые и практики из разных стран мира, от известных химиков до настоящих практиков. Однако бесчисленное множество представленных вариантов Периодической таблицы в разных системах координат, подчас обнадеживающе оригинальных, поставленной задачи не решают. Устранить в отдельности какой-либо из приведенных выше недостатков, как показала мировая практика, оказалось невозможно.

Одно из новейших представлений Периодической таблицы предложено учеником академика Н.Н. Семёнова, выпускником первого выпуска знаменитого Физтеха Ю.А. Галушкиным. В публикации заявлено движение от плоской двумерной Периодической таблицы к "естественной Объемной матрице (ОМ) фундаментальных законов строения физико-химических элементов...", при этом обнаружено, что в основе Законов строения Оболочки, Ядра и Атома в целом лежат Простые (неделимые) Prima (P) числа [2].

Вместе с тем, трудно согласиться с "плоскостной моделью объемного представления" в виде чередования четных и нечетных кусочно-линейных последовательностей химических элементов, которые принципиально нарушают естественную последовательность, представленную в виде четырех разорванных сегментов-квадрантов, с нарастанием через один нумерации элементов от периферии к центру относительно как вертикальной, так и горизонтальной осей "надуманной" симметрии матрицы.

Модель бесконечного познания за пределами уже открытых элементов более соответствует центральному расположению первого элемента, относительно которого элементы ОМ могут располагаться в естественной последовательности натуральных номеров в направлении периферии по мере их увеличения. Искусственное диагональное двупарное разделение квадрантов на нечетные и четные также противоречит природному смыслу периодического естественного нарастания электронов валентных орбиталей. Предложенная Ю.А. Галушкиным в графическом виде "слоевая" тетраэдрическая структура электронной оболочки атомов химических элементов представляется самой непроработанной частью представленной ОМ.

Из многочисленных безуспешных попыток усовершенствовать таблицу выдающегося русского ученого в области химических наук академика Д.И. Менделеева следует её гениальность и чрезвычайная сложность поставленной академиком Н.Н. Семёновым задачи, актуальность которой никто не ставит под сомнение. Вместе с тем, наблюдаемое в мировой экономике всеобщее стремление к научно-технологическому лидерству в освоении VI технологического уклада (ТУ) свидетельствует о том, что информационная модернизация Периодической системы химических элементов Д.И. Менделеева является предметом особой важности и научной ответственности.

Представляется целесообразным двигаться не в направлении экзотической ревизии групповых свойств и неестественной последовательности элементов, а к созданию модели более высокой ин-

формативности в координатах объемной мерности с более глубоким осмыслением валентных механизмов образования молекул при одновременном уточнении тонкостей механизма периодичности.

ОБЪЕМНО-КАРКАСНАЯ ПЕРИОДИЧЕСКАЯ МАТРИЦА

На основе и в развитие плоской Периодической таблицы химических элементов Д.И. Менделеева авторы представляют более информативную объемную матрицу в пространственной системе координат. Наложение на каркас 3D-матрицы естественной периодической последовательности обозначений химических элементов позволяет реализовать более информативную форму таблицы, не меняя её сути, но приближая к более полному отображению свойств с учетом структуры электронной оболочки.

Предложена трехмерная система координат объемно-каркасной конической матрицы удобного представления аналитического многообразия параметров химических элементов:

а) Атомный номер n с размерностью непрерывного ряда натуральных чисел от 1 до 118 (и более), равномерно распределенных вдоль вертикали сверху вниз с шагом, равным единице. Порядковый номер химического элемента является главным характеристическим параметром, совпадающим с величиной заряда ядра и энергетически уравнивающим его суммарным коли-

чеством электронов в орбиталях оболочки.

б) Периодически нарастающая валентная способность элементов к образованию молекул (незаполненные электронами внешние подуровни орбиталей) в виде вектора, циклически увеличивающегося в полярно-конических координатах с дискретным посекторным ракурсом $R = g \cdot \pi/4$, где g - номера групп (с I по VIII), соответствующего устойчивым свойствам групп, либо периодически проявляющимся кластерным аномалиям.

3) Периодическое линейное увеличение валентности и прогрессивно-квадратичное увеличение количества элементов в периодах с первого по одиннадцатый (и далее) обосновывает 3D-спиральную (полярно-коническую) систему пространственных координат каркаса матрицы химических элементов (рис. 3).

Каркас пространственной системы координат разработан на основе Периодической системы химических элементов академика Д.И. Менделеева с попыткой устранения недостатков, сформулированных академиком Н.Н. Семеновым, для визуализации информативности и упрощения понимания системных многопараметрических свойств и закономерностей химических элементов.

Предлагаемое представление объемной матрицы химических элементов является универсальным идентификационно-аналитическим инструментом, который позволяет изучать великое

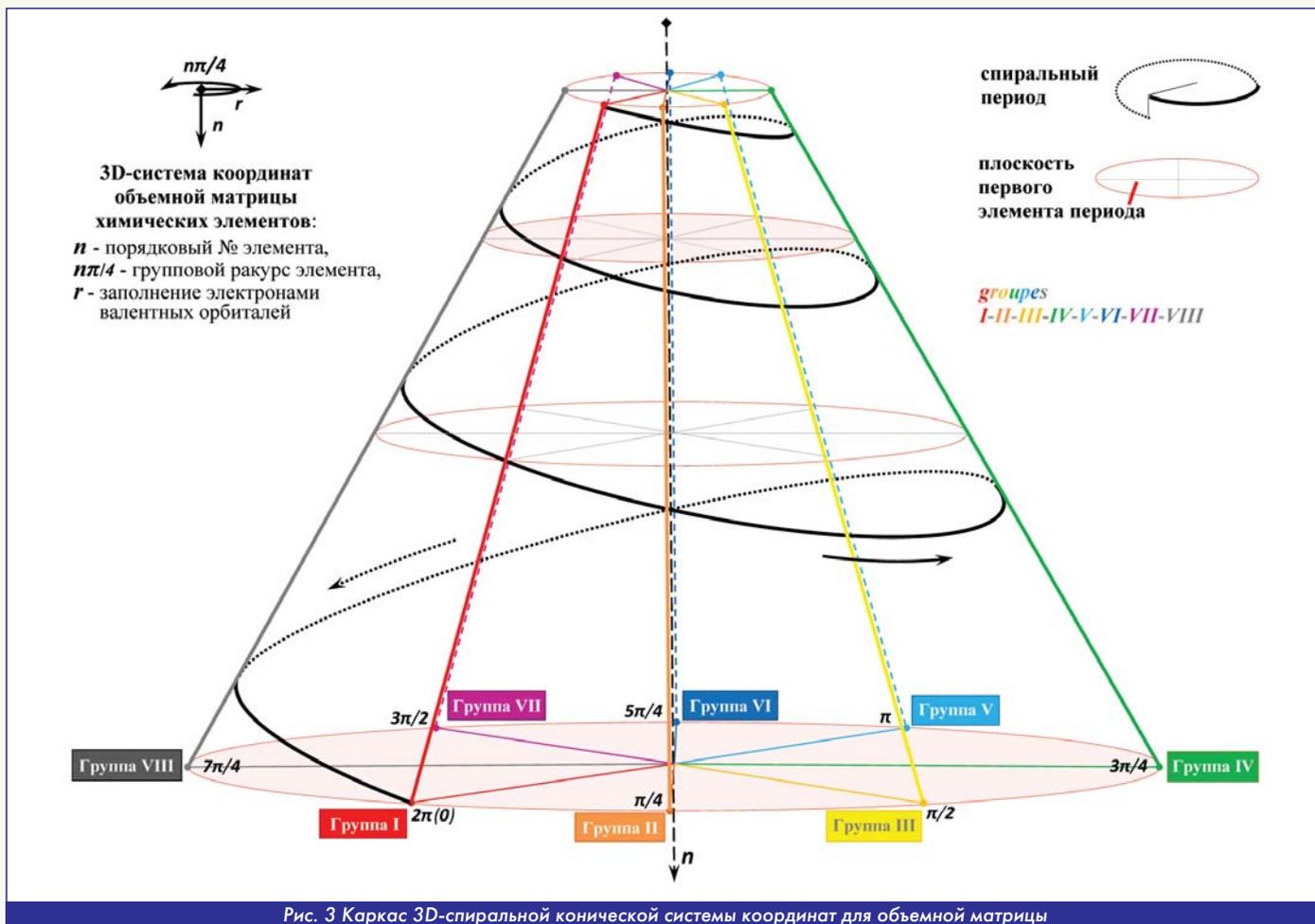


Рис. 3 Каркас 3D-спиральной конической системы координат для объемной матрицы

многообразие физико-химических свойств уже известных и еще не открытых элементов через построение динамических энергетических моделей электронных оболочек собственно элементов и их соединений.

Универсальность объемной матрицы состоит в том, что помимо обязательного порядкового номера и строгой координатной привязки химических элементов (либо их кластерных образований) к группам, имеются широкие возможности структурного вариативного анализа физико-химических свойств элементов и закономерностей их взаимодействий с использованием орбитальных сигнальных рецепторов периодичности.

Описание элементов при расположении в трехмерной системе координат представляется целесообразным характеризовать обоснованно выбранным набором аналитических параметров в представленной ниже структуре информации (рис. 4).



Рис. 4 Идентификационно-аналитические параметры химического элемента в объемной матрице

ОСОБЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ ОБЪЕМНОЙ ПЕРИОДИЧЕСКОЙ МАТРИЦЫ

Распределение электронов по энергетическим уровням (состояниям) оболочек *K, L, M, N, P, O, Q, X*, состоящих из слоев-подуровней *s, p, d, f* на каждом уровне, удовлетворяет принципу минимума потенциальной энергии и вычисляется по формуле $R = 2e^2$, где *e* - энергетический уровень (1, 2, 3 и т.д.). Каждому энергетическому уровню соответствует определенный набор слоев-подуровней (орбиталей): первый (*e* = 1) содержит всего 2 электрона, второй (*e* = 2) содержит 8 электронов, третий (*e* = 3) содержит 18 электронов, четвертый уровень (*e* = 4) содержит 32 электрона и т.д.

Последовательность заполнения электронами слоев-подуровней энергетических уровней электронных оболочек атомов в формулах энергетического уровня определяется правилом Маделунга (рис. 5).

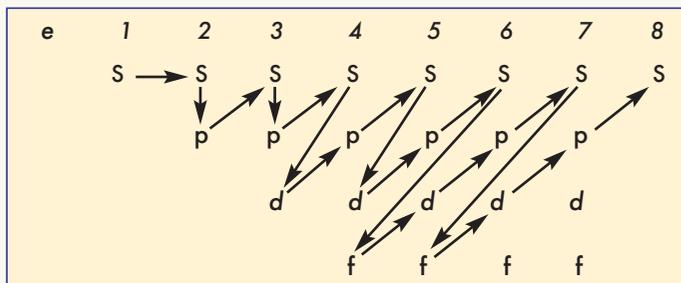


Рис. 5 Порядок заполнения слоев электронной оболочки атома

Периодичность системы химических элементов проявляется циклическостью образования двух последовательных орбиталей - **сигнальный** слой-подуровень *s* и **молекулярно-валентный** с непрерывно увеличивающимся в линейной прогрессии количеством орбиталей валентных электронов.

Сигнальными являются два элемента. Первый принадлежит I группе химических элементов с одним электроном на подуровне s^1 , к ним относятся №3 Li, №11 Na, №19 K, №29 Cu, №37 Rb, №79 Au, №87 Fr, №111 Rg и т.д. Заполнение подуровня s^1 первым электроном сигнализирует о **завершении** заполнения валентной орбитали предшествующего периода. Второй принадлежит II группе химических элементов с двумя электронами на подуровне s^2 , к ним относятся №4 Be, №12 Mg, №20 Ca, №30 Zn, №38 Sr, №48 Cd, №56 Ba, №80 Hg, №88 Ra, №112 Cn и т.д. Заполнение подуровня s^2 двумя электронами сигнализирует о её насыщении и **предстоящем образовании молекулярного** слоя-подуровня *p* ва-

лентной орбитали заполнения валентной орбитали, начиная с первого электрона подуровня p^1 и последующего за ним образования набора слоев-подуровней оболочки соответствующего энергетического уровня валентного периода.

Сигнальные элементы, принадлежащие I и II группам химических элементов, являются **особыми точками объемной матрицы**, которые своим присутствием подтверждают завершение заполнения электронных оболочек атомов элементов предшествующего периода и готовность к началу образования элементов нового периода.

Таким образом, объединение элементов в новые периоды начинается с системно связанной пары особых химических элементов I и II групп (**Tail**-пара нечет/чет), сигнализирующих о завершении заполнения валентных электронных оболочек атомов элементов предшествующего периода и готовности к образованию валентной электронной оболочки нового периода. При этом, в химическом элементе I группы происходит акт образования новой **двуэлектронной сигнальной орбитали** подуровня es соответствующего энергетического уровня (из *K, L, M, N, P, O, Q, X*) путем заполнения образовавшейся энергетической оболочки первым электроном (es^1 , электронное формульное обозначение K^1, L^1, M^1 и т.д.), а в последующем химическом элементе II группы происходит акт заполнения этой же орбитали вторым насыщающим электроном (ns^2 , электронное формульное обозначение K^2, L^2, M^2 и т.д.), образующим устойчивую пару электронов внешней орбитали ($e \uparrow \downarrow e$). Эта сигнальная пара завершает заполнение подуровня Is , после чего происходит заполнение следующих слоев соответствующего энергетического уровня **периодической последовательности химических элементов** объемной матрицы. Расположения сигнальных элементов в матрице удобно именовать сигнальными точками объемной периодической 3D-матрицы.

С другой стороны, заполнение устойчивой парой электронов внешней орбитали ($e \uparrow \downarrow e$) всегда предшествует началу процесса образования нового слоя валентной оболочки атома, начиная с первого элемента нового периода. Начальные элементы всех периодов также представляются **особыми точками** матрицы, отражающими периодические закономерности образования элементов материального мира. В особых точках располагаются элементы OM, которые начинают образование новых периодов на новой валентной орбитали (ep^1) путем заполнения первым электроном соответствующего энергетического уровня (табл. 1). Для наглядности и удобства анализа использованы уровневые формулы электронных оболочек химических элементов.

Уровневые формулы сигнальных индикаторов периодичности и особых элементов группы образования новых периодов		
Tail-пара сигнальных элементов завершенных предшествующих и предвестников новых периодов OM	Уровневые формулы электронных оболочек атомов сигнальных (\uparrow) и валентных (\searrow) элементов особых точек	Особые точки зарождения новых периодов
	$K^1 (1s^1)$	№1 H водород
№3 литий - №4 Be бериллий	$K^2 L^1 (2s^1) - K^2 L^2 (2s^2)$	№5 B бор
№11 Na натрий - №12 Mg магний	$K^2 L^2 M^1 (3s^1) - K^2 L^2 M^2 (3s^2)$	№13 Al алюминий
№19 K калий - №20 Ca кальций	$K^2 L^8 M^2 N^1 - K^2 L^8 M^6 N^2$	№21 Sc скандий
№29 Cu медь - №30 Zn цинк	$K^2 L^8 M^2 N^10 N^1 - K^2 L^8 M^18 N^2$	№31 Ga галлий
№37 Rb рубидий - №38 Sr стронций	$K^2 L^8 M^18 N^2 P^1 - K^2 L^8 M^18 N^2 P^2$	№39 Y иттрий
№47 Ag серебро - №48 Cd кадмий	$K^2 L^8 M^18 N^18 P^1 - K^2 L^8 M^18 N^18 P^2$	№49 In индий
№55 Cs цезий - №56 Ba барий	$K^2 L^8 M^18 N^18 P^2 O^1 - K^2 L^8 M^18 N^18 P^2 O^2$	№57 La лантан
№69 Tm тулий - №70 Yb иттербий	$K^2 L^8 M^18 N^31 P^2 O^2 - K^2 L^8 M^18 N^32 P^2 O^2$	№71 Lu лютеций
№79 Au золото - №80 Hg ртуть	$K^2 L^8 M^18 N^32 P^18 O^1 - K^2 L^8 M^18 N^32 P^18 O^2$	№81 Tl таллий
№87 Fr франций - №88 Ra радий	$K^2 L^8 M^18 N^32 P^18 O^2 Q^1 - K^2 L^8 M^18 N^32 P^18 O^2 Q^2$	№89 Ac актиний
№101 Md менделеев - №102 No нобелий	$K^2 L^8 M^18 N^32 P^31 O^2 Q^2 - K^2 L^8 M^18 N^32 P^32 O^2 Q^2$	№103 Lr лоуренсий
	в кластере Лантаноидов $K^2 L^8 M^18 N^32 P^2 O^2 - K^2 L^8 M^18 N^32 P^2 O^2$	
	в кластере Actinoидов $K^2 L^8 M^18 N^32 P^2 O^2 - K^2 L^8 M^18 N^32 P^2 O^2$	

Таблица 1

С точки зрения понимания закономерностей природного синтеза периодичности образования химических элементов просматривается особая роль сигнальных *tail*-пар, состоящих из двух последовательных, обладающих сигнальными свойствами элементов. Первый элемент пары **констатирует факт завершения образования устойчивого состояния** структуры электронных слоев предшествующего, полностью завершено периода, состоящего из элементов предельного заполнения электронами оболочек энергетических уровней. Все первые элементы сигнальных *tail*-пар нечетные. Опыт подтверждает, что электронные слои оболочек элементов полностью завершено периода обладают **высокой степенью устойчивости** к внешним энергетическим молекулярным влияниям и обладают выраженным стремлением к стационарному взаимодействию с энергетическим полем ядра атома. Из этой закономерности вытекает индифферентность электронных слоев предельно заполненных оболочек атомов к свойству валентности.

Второй элемент *tail*-пары **является предвестником начала образования новых электронных слоев элементов** последующего (образующегося, формирующегося) периода, состоящего из элементов периодического заполнения электронами новых оболочек энергетических уровней. Все вторые элементы сигнальных *tail*-пар четные. Электронные слои оболочек элементов формирующегося периода **не обладают высокой степенью устойчивости** к внешним энергетическим молекулярным влияниям и обладают меньшим стремлением к стационарному взаимодействию с энергетическим полем ядра атома. Из этой закономерности вытекает практически наблюдаемая дифференцированная способность внешних электронных слоев незаполненных оболочек атомов к свойству проявления поливалентности при объединении в молекулы.

Механизм заполнения сигнальных орбиталей присутствует на всех уровнях периодичности.

Особыми точками начала образования нового периода являются элементы слоя-подуровня молекулярно-валентной орбитали p^1 с одним электроном валентной орбитали в каждом энергетическом уровне, к ним относятся №1 H, №5 B, №13 Al, №21 Sc, №31 Ga, №39 Y, №49 In, №57 La, №71 Lu, №81 Tl, №89 Ac, №103 Lr, №113 Nh и т.д. Все особые элементы нечетные и относятся к III группе химических элементов. Второй элемент с двумя валентными электронами молекулярно-валентной орбитали p^2 с двумя электронами валентной орбитали в каждом энергетическом уровне, к ним относятся №6 C, №14 Si, №22 Ti, №32 Ge, №40 Zr, №50 Sn, №58 Ce, №72 Hf, №82 Pb, №90 Th, №104 Rf, №114 Fl и т.д. Все элементы четные и относятся к IV группе химических элементов. Аналогично структурируются последующие элементы с двумя валентными электронами молекулярно-валентной орбитали p^{2+} с иным количеством электронов валентной орбитали в каждом энергетическом уровне, относящиеся соответственно к V, VI, VII и VIII группам химических элементов. Особого внимания в смысле периодичности достойны аномальные кластеры III и VIII групп ОМ.

Таким образом, системный анализ уровневых формул электронных оболочек атомов особых элементов позволяет выделить их в качестве индикаторов периодичности механизма зарождения новых периодов ОМ. **Сигнальный механизм периодообразования элементов** можно рассматривать в качестве проявления **универсальной обратной связи, управляющей процессом самоорганизации природного синтеза материального мира**: элементов, их изотопов, соединений, природных и синтезированных материалов и тканей.

Координатное наложение полного множества электронных формул известных химических элементов на объемно-периодический 3D-каркас позволяет считать объемную матрицу Периодической системы физико-химических элементов исходной идентификационно-аналитической информационной моделью системы в 3D-спиральной (полярно-конической) системе координат (рис. 6).

УРОВНИ ПЕРИОДИЧНОСТИ ОБЪЕМНОЙ МАТРИЦЫ

Периодичность проявляется в виде **циклической повторяемости строения электронных оболочек атомов** химических элементов и некоторых их физических свойств по мере увеличения заряда и изменения структуры ядра, количества электронов и структуры электронной оболочки, присвоенного порядкового номера. Периодичность является **главной закономерностью образования, существования и взаимодействия** физико-химических элементов и их атомно-молекулярных соединений.

Химическая периодичность проявляется в устойчивой аналогии проявления химических свойств и однотипности поведения в химических реакциях при разном количестве валентных электронов, характерных степенях окисления и формулах соединений. По мере увеличения порядкового номера циклически повторяются не только сходные черты, но и существенные различия химических свойств элементов.

Атомно-молекулярные физико-химические свойства простых и сложных веществ, например, валентность, атомный радиус, потенциал ионизации и т.п., могут быть не только качественно, но и количественно представлены в виде математических зависимостей от порядкового номера с периодическим проявлением выраженных максимумов и минимумов.

В рамках Периодической таблицы химических элементов принято различать **горизонтальную периодичность**, состоящую в последовательном квантованном увеличении от минимального до максимального значения заряда ядра и соответствующей ему электронной оболочки с активными внешними (валентными) подуровнями (табл. 2).

Вертикальная периодичность, на которой основана химия элементов и их соединений, проявляется в **групповой повторяемости свойств химических элементов** в вертикальных столбцах-группах Периодической системы. Считается основным видом периодичности, в соответствии с которым элементы одной группы имеет однотипные электронные конфигурации с периодичностью свойств, например, в энергии ионизации E_i ; кДж/моль (табл. 3).

Помимо представленных видов, принято рассматривать диагональную, вторичную, звездную и иные виды системной и локальной периодичности [4-6].

Изучение Объемной периодической матрицы (ОПМ) химических элементов наглядно демонстрирует устойчивые закономерности циклической повторяемости и увеличения количества химических элементов в периодах с увеличением их порядковых номеров (табл. 4). Из структуры ОПМ следует, что объемная матричная (уровневая) периодичность вбирает в себя все рассмотренные варианты.

Из структуры уровневой групповой периодичности ОПМ следует, что первый уровень объемной периодичности **A** включает только первый период.

Второй уровень объемной периодичности **B** включает шести-элементные периоды №2 и №3 (по 2 сигнальных и 6 валентных элементов).

Третий уровень объемной периодичности **C** включает попарно чередующиеся периоды №4-№5 и №6-№7 (по 2 сигнальных и 8/6 валентных элементов поочередно) с трехэлементными **класте-**

Элемент	Li	Be	B	C	N	O	F	Ne
Энергия ионизации E_i	520	900	801	1086	1402	1314	1680	2080
Сродство к электрону A_e	-60	0	-27	-122	+7	-141	-328	0
Электронная формула (валентные электроны)	$2s^1$	$2s^2$	$2s^2 2p^1$	$2s^2 2p^2$	$2s^2 2p^3$	$2s^2 2p^4$	$2s^2 2p^5$	$2s^2 2p^6$
Число активных (неспаренных) электронов	1	0	1	2	3	2	1	0

Период	IA-группа	IIA-группа	IIIA-группа
2	Li 520	Be 900	Ne 2080
3	Na 490	Mg 740	Ar 1520
4	K 420	Ca 590	Kr 1350

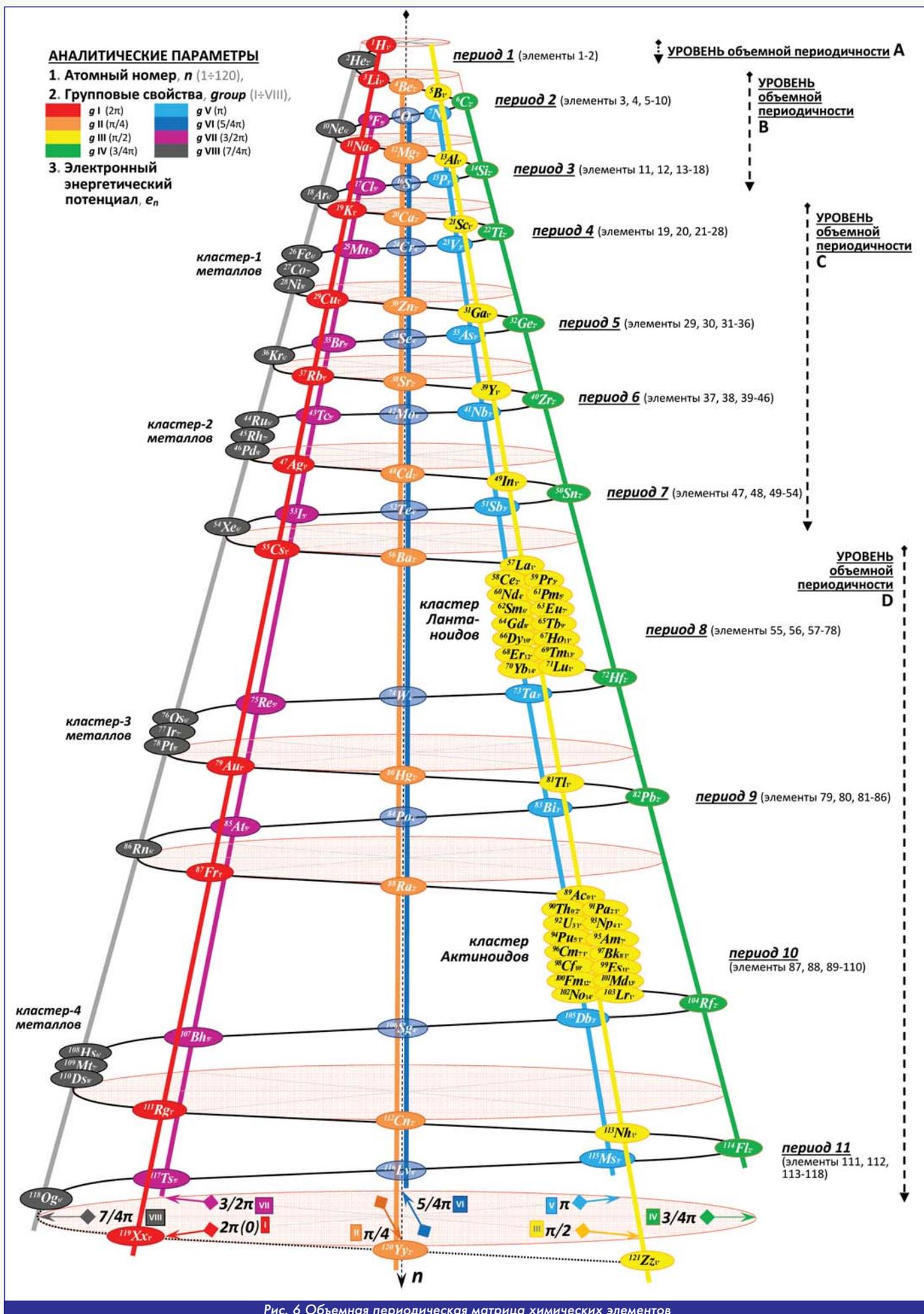


Рис. 6 Объемная периодическая матрица химических элементов

Структура уровней групповой периодичности Объемной периодической матрицы химических элементов

Период	Количество элементов в периодах по группам (I - VIII)								Количество элементов в периоде			Уровень объемной периодичности
	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	Сигнальные	Валентные	Всего	
	Сигнальные		Валентные									
№1	1	-	-	-	-	-	-	1	1	1	2	A
№2	1	1	1	1	1	1	1	1	2	6	8	B
№3	1	1	1	1	1	1	1	1	2	6	8	
№4	1	1	1	1	1	1	1	3	2	8	10	C
№5	1	1	1	1	1	1	1	1	2	6	8	
№6	1	1	1	1	1	1	1	3	2	8	10	
№7	1	1	1	1	1	1	1	1	2	6	8	D
№8	1	1	15	1	1	1	1	3	2	22	24	
№9	1	1	1	1	1	1	1	1	2	6	8	
№10	1	1	15	1	1	1	1	3	2	22	24	
№11	1	1	1	1	1	1	1	1	2	6	8	

Таблица 4

рами металлов периодов №4 и №6 в VIII группе инертных газов.

Четвертый уровень объемной периодичности D включает попарно чередующиеся периоды №8-№9 и №10-№11 (по 2 сигнальных и 22/6 валентных элементов поочередно) с 15-элементными кластерами лантаноидов и актиноидов в III группе вместе с трехэлементными кластерами металлов в VIII группе периодов №8 и №10. Кластерные образования лантаноидов, актиноидов и некоторых сгруппированных металлов представляются естественными природными феноменами, требующими к себе особого внимания исследователей.

КЛАСТЕРНАЯ ПЕРИОДИЧНОСТЬ ОБЪЕМНОЙ МАТРИЦЫ

Повышение координатной мерности ОПМ химических элементов на основе трехмерной системы координат объемно-каркасной конической матрицы в некотором смысле приближает к решению проблемы по устранению пяти главных недостатков, породивших несистемность и асимметричность "Периодической системы химических элементов Д.И. Менделеева", озвученных Нобелевским лауреатом по химии академиком Н.Н. Семёновым.

Пространственная форма ОПМ позволила структурировать аномальные кластеры III (лантаноиды и актиноиды) и VIII (металлоиды) групп третьего C и четвертого D уровней периодичности, а уровневые формулы электронных оболочек облегчают формирование модели изучения системных закономерностей периодичности, включая механизмы насыщения и межуровневого перехода валентности через распределение электронов по разным энергетическим уровням (орбитали, состояния) электронных оболочек.

Системность кластерной периодичности актуальна при изучении тонких механизмов межуровневых переходов и устойчивых сбоев процесса синтеза электронных орбиталей.

Информационная модернизация на основе повышения мерности обозримости с применением аналитического инструментария уровневых формул электронных оболочек атомов в качестве сигнальных индикаторов периодичности и химической активности (валентности) элементов сохраняет полную преемственность фундаментальности таблицы Д.И. Менделеева, что является фактором особой важности и подтверждением высокой научной ответственности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В последнее время наблюдается тенденция и укрепляется уверенность в необходимости переосмысления проблем периодичности, исследования многомерности связей и поливалентности в строении химических элементов [3]. Свойства простых веществ, а также формы и свойства соединений элементов, помимо периодической связи с порядковым номером (и величиной заряда ядра атома), находятся в существенной зависимости от распределения электронов и активности электронных, особенно валентных, слоев-подуровней энергетических уровней оболочек ядер атомов химических элементов.

Это обстоятельство может стать главным мотивом более внимательного отношения к перспективе создания энергодинамических моделей (ЭДМ) оболочек атомов и их глубокого исследования. Формализация ЭДМ открывает возможность компьютерного моделирования гомеостатических состояний и интеллектуального управления созданием новых простых веществ и химических соединений.

Понимание энергодинамических пространственно-временных механизмов электронных оболочек химических элементов открывает возможность выявления правил, закономерностей и универсальных системных законов энергетических взаимодействий между ядром и оболочкой внутри атомов, а также между атомами одинаковых и различных химических элементов, что может приблизить построение адекватных природному синтезу гомеостатических моделей химических веществ и их соединений для антропогенного анализа и эффективного синтеза в областях конструкционного и биологического наноматериаловедения VI и последующих технологических укладов.

Интеллектуальное материаловедение определяет прогресс в медицине, экологии, машиностроении, энергетике, строительстве и на транспорте, в областях экотехнологической безопасности и эффективного природопользования. Обнаружение новых свойств и системных взаимосвязей элементов, по словам академика Н.Н. Семёнова, "...позволит проводить большинство научных исследований на новом более высоком уровне ... для продвижения науки, технологий, техники и инженерии вперед". Речь идет о потенциальном интеллектуальном прорыве фундаментальных знаний - кибернетическом материаловедении.

Литература

1. Сперанский А.А., Галушкин Ю.А., Бажанов А.И. Фундаментальная триада знаний и энергетические методы наблюдения состояний // Двигатель. 2015. №6. С. 30-33.
2. Галушкин Ю.А. Естественная матрица фундаментальных законов строения физико-химических элементов, их оболочек, ядер и атомов в целом // Двигатель. 2015. №6. С. 15-19.
3. Гусев Б.В., Самуэл Иен-Лян ИН, Галушкин Ю.А., Сперанский А.А. Исследование проблем периодичности в строении химических элементов // Строительные материалы, оборудование, технологии XXI века. 2016. №7-8. С. 46-49.
4. Кораблев Т.П., Корольков Д.В. Теория Периодической Системы. - СПб // Издательство Санкт-Петербургского Университета, 2005г., С. 176. <http://gepur.com/product/plate-17385>
5. Имянитов Н.С. Модификация различных функций для описания периодических зависимостей // Координационная химия. 2003. - Т. 29. - № 1 - С. 49-56.
6. Имянитов Н.С. / Уравнение для... закона Менделеева // Природа. 2002. - № 6. - С. 62-69.

© Сперанский Анатолий Алексеевич, декабрь 2017 года

Связь с автором: vibro-vector@yandex.ru

ШВАБСКАЯ ТРАДИЦИЯ - ПРЕЗЕНТАЦИЯ НОВЕЙШИХ ТЕХНОЛОГИЙ РАЗЛИЧНЫХ ОТРАСЛЕЙ



В этом году, с 18 по 21 апреля 2018 года многочисленные посетители со всего мира снова придут в Швабию (город Госхайм) на традиционную выставку Open House, проводимую фирмой Hermle.

На этот раз 20 станков в рабочем режиме продемонстрируют эксплуатационные возможности оборудования Hermle при обработке различных деталей из высокотехнологичных отраслей промышленности. Будет представлена вся линейка моделей серии Performance-Line, в том числе новый обрабатывающий центр С 650, а также станки серии High-Performance-Line, многие из которых оборудованы самой современной автоматизирующей техникой. Так, впервые демонстрируются роботизированная система RS 2 нового поколения с магазином системы "Канбан", а также манипуляционная система HS flex с многопозиционным магазином палет и адаптированным устройством смены захватов.

Свою продукцию посетителям представят более 50 фирм-экспонентов из самых различных отраслей - инструментальной техники, CAD/CAM, программного обеспечения и систем управления. Будет также предложена разнообразная ежедневная программа с докладами по специальным темам, содержащими дополнительную комплексную информацию по экономической и эффективной обработке резанием.

Наиболее интересные экспонаты Open House:

более 15 моделей станков серии High-Performance-Line - эталонного решения в технологии 5-осевой обработки;

новый обрабатывающий центр С 650 серии Performance-Line для обработки заготовок массой до 1500 кг в 5-осевой и до 3000 кг в 3-осевой модификациях;

более 20 частично автоматизированных станков в учебно-технологическом центре Hermle;

специальная выставка инструментальной техники и программного обеспечения CAD/CAM, в которой примут участие свыше 50 известных фирм-экспонентов;

форум специалистов Hermle - с докладами по различным специализированным темам, посвященным современной обработке резанием;

семинар для пользователей оборудованием Hermle с практическими советами и "ноу-хау" по технологии фрезерования и токарной обработке;

компания Hermle Maschinenbau GmbH представляет новейшие узлы, изготовленные по генеративной технологии;

сервис в действии - презентация и демонстрация сервисных услуг Hermle;

отдел производственного обучения компании Hermle на собственном выставочном стенде представит учебные концепции Hermle.

В программе Open House предусмотрены осмотры производственных цехов предприятия.

Место проведения осталось прежним: Maschinenfabrik Berthold Hermle AG, Industriestrasse 8-12 / D-78559 Gosheim.

Выставка открывается в 9 утра и работает до 17.00 (в субботу до 13.00).

На сайте www.hermle.de/Hausausstellung2018 можно зарегистрироваться. **А**

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.

Сайт представительства: www.hermle-vostok.ru



Новый обрабатывающий центр С 650 серии Performance-Line



Выставка Open House 2017 года в центре технологии и обучения. В 2018 году ожидается прибытие более 1000 фирм

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ ПАССАЖИРСКОЙ АВИАЦИИ В РОССИИ

МАИ, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет):

Вячеслав Михайлович Краев, д.т.н., доцент, профессор кафедры "Управление персоналом"

Алексей Иванович Тихонов, к.т.н., доцент, директор Института инженерной экономики и гуманитарных наук,

Сергей Вячеславович Новиков, к.э.н., заместитель директора Института инженерной экономики и гуманитарных наук

Рассматриваются возможности создания пассажирских сверхзвуковых самолетов второго поколения. Проводится анализ российских и зарубежных научно-исследовательских и проектно-конструкторских работ по сверхзвуковой тематике. Рассматривается экономическая эффективность эксплуатации самолетов гражданского назначения с перспективой полета на сверхзвуковой скорости. Предлагается рассмотреть возможность изготовления отечественного бизнес-джета с салоном на 20 пассажиров, использующего комбинированную двигательную установку.

In article the possibilities of creation of passenger supersonic planes of the second generation are considered. The analysis Russian and foreign research and construction work on supersonic subject is carried out. The economic efficiency of operation of planes of civil appointment with the prospect of flight at a supersonic speed is considered. It is offered to consider the possibility of production of the domestic business Jett with salon on 20 passengers using the combined propulsion system.

Ключевые слова: авиация, авиационные перевозки, сверхзвуковой пассажирский самолет, Объединенная авиастроительная корпорация, конкурентоспособность, авиационные двигатели.

Keywords: aircraft, air transportation, supersonic passenger plane, United Aircraft Corporation, competitiveness, aviation engines.



Пассажирские авиaperезовки на сверхзвуковой скорости еще во второй половине XX века стали новой тенденцией в гражданской авиации. В Европе был создан "Конкорд" (Concorde), а в СССР - Ту-144. Технические решения того времени опережали экономические и технологические возможности стран, создавших эти машины. Эпоха сверхзвуковой пассажирской авиации завершилась в 2003 году, спустя 3 года после катастрофы "Конкорда" в парижском аэропорту.

Хочется верить, что эпоха сверхзвуковой пассажирской авиации не завершилась, а лишь замедлила свое движение. И в России, и за рубежом научно-исследовательские работы продолжаются, хотя не так активно, как при создании "Конкорда" и Ту-144. Более того, в начале 2018 года знаковое заявление о возможности создания сверхзвукового самолета прозвучало из уст Президента РФ В.В. Путина [1]. Ректор Московского авиационного института (национального исследовательского университета), академик РАН М.А.Погосян в своем выступлении на Всемирном фестивале молодежи и студентов в Сочи в октябре 2017 года выразил убеждение, что "сверхзвуковой пассажирский самолет - это одно из направлений авиации будущего, и второе поколение ... может появиться уже в 2020-х годах". "Важнейшим трендом будущего авиостроения" называет сверхзвуковую авиацию также и Генеральный директор Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ) С.Л. Чернышев [2].

Рассмотрим подробнее необходимость применения, техническую и технологическую возможность создания и эксплуатации таких машин. В статье [3] был проведен анализ научно-технологического задела первых сверхзвуковых самолетов. Такой анализ необходим при создании стратегии развития сверхзвуковых самолетов следующего поколения. Были получены результаты, показывающие важ-

ность соблюдения экологических требований, таких как звуковой удар, шум в зоне аэропорта, загрязнение окружающей среды. Сверхзвуковые пассажирские машины смогут успешно конкурировать с традиционными дозвуковыми только тогда, когда эффект от скорости перемещения в пространстве будет играть ведущую роль и быть выше, нежели чем повышенные траты на их эксплуатацию. Учитывая, что на набор высоты и снижение при посадке требуется около 400-600 км [4], а весь эффект высокой скорости реализуется на крейсерском участке траектории, то эффективность "сверхзвука" будет расти с протяженностью маршрута. С уверенностью можно сказать, что на направлениях перевозок до 3 тыс.км, пассажиры не получат существенного увеличения скорости перемещения. Реальная привлекательность для требовательных к скорости перемещения пассажиров, начинается с расстояния в 4-5 тыс.км. Этому условию удовлетворяет практически любой перелет из европейской части России в Сибирь и далее, на Дальний Восток. Т.е. наша страна благодаря своим масштабам обладает естественным большим внутренним рынком сверхзвуковых пассажирских перевозок. В Российской Федерации перспективными для сверхзвуковых пассажирских самолетов могут быть воздушные линии трех диапазонов: 5 - 6 тыс.км, 6 - 7 тыс.км, 7 - 9 тыс.км. Это могут быть такие маршруты, как: Москва - Анадырь (9300 км), Москва - Благовещенск (6800 км), Москва - Владивосток (9100 км), Москва - Магадан (7800 км), Москва - Хабаровск (6200 км) [5].

Конечно, такой вид пассажирского транспорта не сможет полноценно конкурировать с традиционными дозвуковыми самолетами по стоимости перевозки, и цене билета, соответственно. Однако у "сверхзвука" есть своя ниша, в которую, как минимум попадают перевозки деловой авиации, когда цена на билет не является основным критерием. Именно скорость перемещения становится определяющей, особенно, при дальних перелетах. Среди факторов,

определяющих возможность применения "сверхзвука" есть негативное экологическое воздействие на наземные объекты, в первую очередь, на людей. Учитывая низкую плотность населения на Урале, в Сибири и Дальнем Востоке, можно считать, что такое воздействие будет минимальным. В Европе же применение "сверхзвука" будет ограничено в первую очередь по этим соображениям.

Минпромторг РФ заявил, что "...на предприятиях ОАК имеется научно-технический задел по сверхзвуковым административным самолетам. По предварительным оценкам, на проектирование и создание первого демонстрационного летного образца промышленности может потребоваться около семи-восьми лет". Можно прогнозировать спрос на внутреннем рынке около 30 сверхзвуковых самолетов, стоимостью до 120 млн.долл. Есть уверенность и в наличии значительного экспортного потенциала российской сверхзвуковой техники гражданского назначения [1].

Рассмотрим потенциальных конкурентов - зарубежные компании, ведущие разработки в области пассажирских сверхзвуковых перевозок. В Европе и США в последние несколько лет появилось большое количество проектов подобных небольших сверхзвуковых самолетов, которые на данный момент находятся на различных стадиях реализации. К созданию сверхзвукового бизнес-джета ближе всех подошли американцы: на 2023 год намечен первый полет 12-ти местного сверхзвукового самолета Корпорации Аэрон (Aerion) AS2. Разработчики называют его "истребитель" для бизнеса [6].



Корпорация Aerion (США) была организована для разработок в области сверхзвуковых полетов. За 15 лет она разработала технологию крыла, работающего в условиях сверхзвукового естественного ламинарного обтекания и занималась поиском силовой установки для AS2. Главный вопрос заключается в том, будет ли такой самолет востребован рынком. Компания приводит скептикам такой пример: полет из Токио в Нью-Йорк с совершением посадки в Анкоридже (отдых 1 час) на новом самолете AS2 займет лишь 9 часов 33 минуты, включая само время отдыха, в то время как рейс без отдыха (но с совершением одной дозаправки) на самолетах бизнес-класса занимает 14 часов 21 минуту. При этом максимальная дальность полета равняется практически 8 тыс. км. при крейсерской скорости полета 1,4 Маха. [7]. Ожидается, что самолет AS2 сможет сократить трансатлантические перелеты на целых три часа. В 2015 году Aerion объявила о заказе на 20 машин у оператора деловой авиации Flexjet [8]. Специалисты компании оценивают современный рынок сверхзвуковых самолетов бизнес-класса приблизительно в 300-400 самолетов в год. К основным отличительным чертам проекта AS2 можно отнести крыло оригинальной конструкции: инженеры компании решили отказаться от крыла дельтовидной формы в пользу использования собственной разработки. Согласно утверждению специалистов, такие форма и профиль крыла дают существенный рост площади ламинарного обтекания, что в свою очередь позволяет уменьшить общую площадь планера сразу на 20%. Свои утверждения они подтверждают данными, которые были получены во время продувки модели в аэродинамической трубе НАСА [9]. Изначально разработчики проекта планировали установить на самолет AS2 2 двигателя Pratt & Whitney JT8D в сверхзвуковой версии. Затем количество двигателей увеличилось до 3-х. Стоит отметить, что данный двигатель был создан еще 50 лет назад, и с тех пор устанавливался на многие популярные самолеты, в част-

ности B727, MD80, DC9 и многие другие.

Несколько позже сверхзвуковым пассажирским лайнером занялись в Европе. Однако, по своим предполагаемым характеристикам самолет должен существенно превосходить AS2. В 2011 году EADS в день открытия Парижского авиасалона продемонстрировала концепцию самолета будущего, которая предусматривает перелет со скоростью, превышающей 4 Маха. Разработчики предполагают долететь из Токио в Лондон менее, чем за 2,5 часа. Проект назвали ZEHST (Zero Emission HyperSonic Transport - Высокоскоростной транспорт с нулевым уровнем выбросов). Самолет имеет три типа двигательных установок и может перевозить пассажиров на высоте 32 км, при этом соблюдая требования Европейской Комиссии по снижению шума, выбросов CO2 и NOX к 2050 году. Всего один час может составить время трансатлантического перелета из Лондона в Нью-Йорк, совершаемого на ZEHST, запатентованном в США авиастроительной компанией Airbus. Как известно, в настоящее время на это уходит 7-8 часов. Из Парижа до Сан-Франциско можно будет добраться за 3 часа - почти в четыре раза быстрее, чем сейчас. Авиалайнер способен развить скорость, равную 4 Маха. [10].

Работа трехуровневой силовой установки определяется этапом полета. На первом этапе тяга осуществляется за счет турбореактивных двигателей, используемых для взлета и подъема на высоту 5 км с дозвуковой скоростью 0.8 Маха. Затем жидкостные



ракетные двигатели обеспечивают набор высоты до 23 км и увеличение скорости до 2.5 Маха. На третьем, крейсерском, этапе тяга обеспечивается за счет прямоточных воздушно-реактивных двигателей для достижения скорости 4 Маха и высоты около 32 км. При снижении и посадке турбореактивные двигатели будут включены еще раз [11].

В настоящее время ведется работа британской Reaction Engines по выводу на рынок нового сверхзвукового пассажирского авиалайнера A-2 вместимостью 300 пассажиров. Еще в 2008 году были представлены разработки этого экологически чистого самолета, работающего на жидком водородном топливе и способного развивать скорость 5 Мах. В результате расстояние от Брюсселя до Сиднея он способен преодолеть чуть более, чем за 4,5 часа. Как утверждают создатели, без дозаправки судно может пролететь до 20 тыс. км. По прогнозным оценкам пройдет не менее 25 лет, прежде чем A-2 будет выведен на рынок [12].

Как видно, зарубежные авиастроители активно развивают сверхзвуковые пассажирские самолеты. Стоит отметить, что такие проекты сопряжены со значительными объемами научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. Самолет ZEHST - наглядный пример. Ведь необходимо разработать практически с "нуля" силовую установку и обеспечить тепловую защиту на скорости 4 Маха. Стоит отметить, что подобные проблемы успешно решались в нашей стране на технологическом уровне того времени.

Вернемся к отечественной авиации, точнее к сверхзвуковому самолету Ту-160. Сам принцип коммерциализации военных разработок используется во всех странах мира, где интеллектуальный уровень вооружений высок. Именно на оборону, т.е. на военную технику, государства тратят значительные суммы, не задаваясь вопросами о целесообразности таких расходов на научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы.



После высказывания Президента РФ [1] о возможной коммерциализации Ту-160 руководители авиационных компаний поддержали этот тезис, заявив, что по этой тематике имеется существенный научно-технический задел. И с этим не поспоришь. Однако возникает вопрос о целесообразности простой переделки стратегического военного самолета в пассажирский лайнер. Рассмотрим положительные и отрицательные стороны такого подхода. Как известно, военная техника по своей конструкции, системам и компонентам является секретной. При "превращении" ее в гражданскую необходимо исключить возможность утечки информации, т.е. конструкция, системы и компоненты должны быть изменены таким образом, чтобы исключить в них наличие такой информации. Попросту говоря, упростить элементы системы. По всей видимости, такое упрощение приведет к существенной потере характеристик самолета. Вторая проблема заключается в необходимости герметизации фюзеляжа, т.е. пассажирского салона. В Ту-160 герметизирована только кабина экипажа. Третий вопрос - будет ли востребован на рынке деловой авиации самолет, вместимостью около 50 пассажиров? Скорее всего потребность по вместимости на этом рынке составляет 10-20 пассажиров. Т.е. Ту-160 слишком большой для модификации его до пассажирского формата. Еще один вопрос - двигательные установки Ту-160: НК-32 позволяют совершать основную часть полета только с крейсерской дозвуковой скоростью менее 1 Маха [13]. При переходе на сверхзвуковой режим полета существенно возрастает расход топлива. Учитывая замечания выше, целесообразно не проводить коммерциализацию Ту-160, а создать на базе научно-технологического задела Ту-160 новый сверхзвуковой пассажирский самолет, вместимость которого должна быть 20 пассажиров.

Учитывая существенный рост расхода топлива при сверхзвуковом режиме полета у турбореактивного двигателя, логично применять силовые установки двух типов. На этапе взлета, набора высоты и разгона до сверхзвуковой скорости - турбореактивные двигатели. На крейсерском участке полета включать сверхзвуковые прямоточные двигатели, а турбореактивные двигатели - выключать. Сверхзвуковые прямоточные двигатели обладают рядом неоспоримых преимуществ перед турбореактивными двигателями. Целесообразность применения прямоточных воздушно-реактивных двигателей в двухрежимных условиях в составе силовых установок авиационно-космических систем рассматривалась в 2011 году [14].

По информации экспертов [15] задача с турбореактивной силовой установкой для сверхзвукового пассажирского самолета может быть решена на базе научно-технического задела, созданного при разработке газогенератора ПД-14 для сверхзвукового применения. Однако создание двигателя для сверхзвукового пассажирского самолета в целом, конечно, займет не один год. На базе газогенератора ПД-14 для создания такой силовой установки уйдет 3-5 лет, а если разрабатывать полностью новый двигатель, то около 10 лет.

Сверхзвуковые прямоточные двигатели идеальны для полетов в диапазоне 1-5 Мах. Давление в камере сгорания обеспечивается за счет торможения сверхзвукового газового потока. В сверхзвуковом диапазоне скоростей прямоточные двигатели значительно более эффективны, чем в дозвуковом, а в диапазоне 3-5 Мах сверхзвуковые прямоточные двигатели превосходят по эффективности воздушно-реактивные двигатели всех других типов. Учитывая прос-



тоту конструкции и отсутствие подвижных элементов, таких как компрессор и турбина, то применение сверхзвуковых прямоточных двигателей оправдано вдвойне.

Авиационный двигатель является ключевым звеном любого летательного аппарата, определяющим его летно-технические характеристики, безопасность, надежность, экономичность и стоимость эксплуатации. Разработка двигателя занимает в 1,5-2 раза больше времени, чем планера и авиационного оборудования [16]. Т.е. в авиационном двигателестроении необходимо опережение по формированию научно-технического задела для одновременного завершения конструкторских работ для всего самолета в целом. Россия имеет большой опыт по созданию сверхзвуковых прямоточных двигателей, наша инженерная школа - одна из лучших в мире. Обратим внимание на спектр сверхзвуковых прямоточных двигателей, которые разработаны ПАО Тураевским МКБ "Союз" [17]:

- Двигатели ЗД80 и ЗД81 - установлены на крылатой ракете "корабль-корабль" ЗМ80 ОКБМ "Радуга".

- Двигатель ЗД83 - представляет собой модификацию базового двигателя ЗД81. Разработано и внедрено в конструкцию регулируемое двухпозиционное сопло, для привода которого используется энергия основного потока газа.

- Маршевый двигатель З1ДПК - оснащен оригинальной автоматической системой многоразового розжига с оптическим сигнализатором горения. Обеспечивает разгон ракеты и маршевый полет в диапазоне скоростей 1,8-3,5 Маха и высот 0-16,5 км.

Описанные выше сверхзвуковые прямоточные двигатели разработаны для применения в военной технике и просто для установки на пассажирский самолет не подходят. Во-первых, требуемая тяга в разы выше, чем у производимых прямоточных двигателей. Во-вторых, их ресурс работы при военном применении не превышает нескольких минут. Наличие научно-технологического задела в области создания сверхзвуковых прямоточных двигателей в России позволит разработать сверхзвуковой прямоточный двигатель большей тяги, до 6000-8000 кгс, а также обеспечить ресурсные характеристики двигателя. Стоит отметить, что работы по исследованию прямоточных двигателей в диапазоне 4-8 Мах в нашей стране ведутся, и, что важно, с использованием непрерывно-детонационного процесса горения. Более того, исследования уже находятся на экспериментальном этапе [18].

В ЦАГИ им. Н. Жуковского созданием нового поколения сверхзвуковых гражданских самолетов начали заниматься в 90-х годах прошлого века. С 2011 года работы выполняются в рамках государственных контрактов, заключенных с Минпромторгом России. Научно-исследовательские работы входят в Федеральную целевую программу "Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года" [19]. В международном проекте по разработке высокоскоростного гражданского самолета HEXAFLY-INT участвуют ведущие мировые и российские научные организации: ЦАГИ им. Н. Жуковского, ЦИАМ им. П.И. Баранова, ЛИИ им. М.М. Громова, МАИ, МФТИ, Европейское космическое агентство (ESA), ONERA, Германский центр авиации и космонавтики (DLR), CIRA, Университет Сиднея. Цель проекта - создание летательного аппарата на водородном топливе, способного достигать скорости порядка 7-8 тыс.км/ч, что позволит преодолеть, например, расстояние от Москвы до Сиднея за три часа [20].

ЦАГИ и "Гражданские самолеты Сухого" предложили и запа-

тентовали новый метод снижения звукового удара с использованием особой формы конструкции планера (включая надлом крыла по типу "чайки"). Если вспомнить Ту-144, то у него этот показатель давления был очень высоким: порядка 120 Па. А сейчас речь идет о допустимом уровне давления в 20...50 Па [15]. В работе ЦАГИ представлена расчетная оценка уровня звукового удара перспективных коммерческих сверхзвуковых самолетов в крейсерском сверхзвуковом полете [21]. Авторы небезосновательно полагают, что без решения проблемы звукового удара развитие сверхзвукового пассажирского авиатранспорта невозможно.

Создание сверхзвукового пассажирского самолета своевременно и необходимо для деловой авиации. Целесообразно разрабатывать машину вместимостью салона 20 пассажиров и применять комбинированную силовую установку: турбореактивные двигатели для взлета, набора высоты, разгона, снижения и посадки, и сверхзвуковые прямоточные двигатели для полета на основном участке полета с крейсерской сверхзвуковой скоростью. **А**



content/uploads/2017/01/SNLF-Backgrounder.pdf

10. Из Лондона в Нью-Йорк - за один час. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.dw.com/ru/из-лондона-в-ню-йорк-за-один-час/a-18632858>

11. EADS ZEHST concept plane: How does Tokyo to London in just over two hours sound? [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <https://newatlas.com/eads-zehst-concept-plane/18967/>

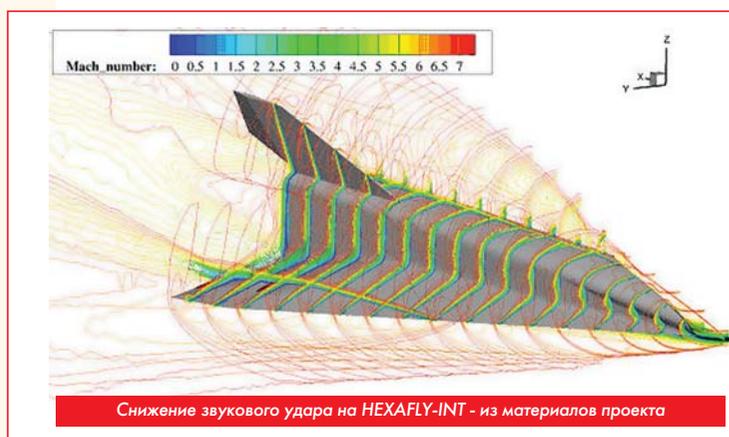
12. Airbus запатентовала новый сверхзвуковой самолет. [Электронный ресурс] Режим доступа: <http://www.interfax.ru/world/459308>

13. Стратегический бомбардировщик Ту-160. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.airwar.ru/enc/bomber/tu160.html>

14. Дулепов Н.П., Ланшин А.И., Луквников А.В. Эффективность применения двухрежимного ГПВРД в составе комбинированной силовой установки авиационно-космической системы // Вестник машиностроения. № 8. 2011. С.51-57.

15. Мирзоян А.А. Сверхзвуковой пассажирский самолет: оценки и прогнозы. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://agnc.ru/publication/8767>.

16. Бабкин В.И., Ланшин А.И., Полев А.С. Создание конкурентоспо-



Снижение звукового удара на HEXAFLY-INT - из материалов проекта



Продувочная модель HEXAFLY-INT на стенде ЦАГИ на МАКС-2017

Литература

1. Первый в РФ сверхзвуковой гражданский самолет может быть спроектирован за семь-восемь лет. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://tass.ru/ekonomika/4911172>
2. Погосян М.А. Второе поколение сверхзвуковых самолетов может появиться в 2020-х годах. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://tass.ru/wfys2017/articles/4650115>
3. Давыдов Ю.В., Лищинский М.А., Рулин В.И. Предварительные этапы решения задачи глобальной транспортной системы сверхзвуковых перевозок // Вестник МАТИ. - 2012. - №19 (91). - С. 96-105.
4. Фомин В.М., Аульченко С.М., Звезгинцев В.И. Анализ траекторий полета летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем // Прикладная механика и техническая физика. - 2014. - Т. 55. - № 6.
5. Меднякова Т.В. Сверхзвуковые пассажирские самолеты: история эксплуатации и перспективные проекты. Новосибирск. Материалы 54-й международной научной конференции. 2016. С.37-38
6. Aerion and Lockheed Martin Join Forces to Develop the AS2. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <https://www.aerionsupersonic.com>
7. Aerion AS2 SBJ - "истребитель" для бизнеса. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <https://topwar.ru/49520-aerion-as2-sbj-istrebitel-dlya-biznesa.html>
8. Flexjet to Become First Fleet Customer for Aerion Supersonic Business Jet. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <https://www.aerionsupersonic.com/wp-content/uploads/2017/01/FlexJet-Press-Release.pdf>
9. Supersonic Natural Laminar Flow Technology. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <https://www.aerionsupersonic.com/wp->

собных авиационных двигателей 2025-2030 г. // ЦИАМ. Межотраслевой альманах. 2015. №49. С.25-29

17. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели "Союз". [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.tmkb-soyuz.ru/41>

18. Фролов С.М., Звезгинцев В.И., Иванов В.С. Макет-демонстратор непрерывно-детонационного прямоточного воздушно-реактивного двигателя // Доклады Академии Наук. Физическая химия. 2017. Т.474. №1. С.51-55.

19. Юдин В.Г. До Владивостока за три часа. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://agnc.ru/people/6207>

20. Россия участвует в создании сверхзвукового самолета на водородном топливе. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://tass.ru/opinions/interviews/4809167>

21. Бирюк В.И., Ибрагимов М.Р., Коваленко В.В. Перспективы снижения уровня звукового удара коммерческих сверхзвуковых самолетов нового поколения // Ученые записки ЦАГИ. Том ХLI. 2010. № 5. С. 13-18.

22. Краев В.М., Тихонов А.И., Новиков С.В. Конверсия авиационных технологий // СТИН. 2017. № 10. С. 40-44.

23. Краев В.М., Тихонов А.И. Эффективность внедрения программы импортозамещения в авиационное двигателестроение // РИСК: Ресурсы, информация, снабжение, конкуренция. 2017. № 2. С. 157-161.

24. Тихонов А.И., Краев В.М. Современное состояние и перспективы развития гражданского авиастроения России // Экономика и управление в машиностроении. 2017. №6. С. 25-32.

Связь с авторами: kraevvm@mail.ru
engecin_mai@mail.ru
ncsrsm@mail.ru

КАК НАЧИНАЛСЯ ГИПЕРЗВУК



Вадим Михайлович Левин, д.т.н., ведущий научный сотрудник, Московский авиационный институт МАИ (национальный исследовательский университет)

Евгений Сергеевич Щетинков, человек, не слишком известный вне кругов специалистов. Но для тех, кто занимается высокоскоростным полётом в атмосфере, он - наиболее значимая величина. Патриарх исследователей и основатель нескольких научных направлений. То, что сейчас именуют "Гиперзвук", это тема, путь в которую открыл Е.С. Щетинков - ГИРДовец и наиболее верный из друзей и соратников С.П. Королёва. Никогда его не предававший, но идущий в науке своим путём. Мы уже писали об этом учёном в статье "Быстрее всех ветров" в журнале "Двигатель" №3 2008 г. Эта статья воспроизведена в данном номере журнала. Она была написана в соавторстве с одним из его многочисленных учеников Е.С. Щетинкова, А.Г. Прудниковым и дочерью - Н.С. Королёвой.

А в этом номере обратимся к завершающему периоду жизни Евгения Сергеевича, который и привёл к созданию гиперзвуковых летательных аппаратов с прямоточными воздушно-реактивными двигателями, в которых горение топлива происходит в сверхзвуковом потоке. Для исследования этого, на территории МАИ был создан действующий до настоящего времени стенд, где и изучали сверхбыстрые потоки газа. Я взял интервью у создателя этого стенда, ученика и продолжателя дел Е.С. Щетинкова В.М. Левина. Далее - монолог Вадима Михайловича.

Д.А. Боев

- Евгений Сергеевич Щетинков был необыкновенно деликатный человек, тонкой душевной организации. В высшей степени интеллигент. Очень корректный и обязательный. Скажем, на совещания приходил как Молотов: секунда в секунду. Буквально можно было сверять часы: подходит секундная стрелка к 12 - стук в дверь - входит Щетинков. Все "скоростники" знали его по известной монографии "Теория горения и взрыва", которая тогда пользовалась огромным спросом и успехом у всех специалистов.

Когда задумывался стенд для исследования потоков сверхзвуковых скоростей, друг Е.С. Щетинкова, тогда сотрудника ЦАГИ, известный учёный-газодинамик Генрих Наумович Абрамович, заведующий кафедрой воздушно-реактивных двигателей МАИ, предложил поставить исследовательскую установку на территории Московского авиационного института.

Исследование потоков в стендовых условиях - то, чем занималась гидрогазодинамика с самого начала своего существования. Но потоки такой скорости - совершенно особенная и неисследованная область.



Е.С. Щетинков

Большинство традиционных подходов сюда не годились. Я помню, Щетинков меня ужасно торопил: я был ответственным за первые пуски и мы постоянно что-то доводили: "...Вадим, ну что ж такое: стенд ведь не для того, чтобы его выливать и доводить. Его запустить надо". А мне как-то хотелось, чтобы как запустили - всё сразу заработало бы. А уж там - что получится - то получится... В итоге, через полтора года после начала работы, в 70-м году, мы его запустили, начали работать - и всё пошло как бы хорошо.



Межконтинентальная крылатая ракета (МКР) "Буря"

Уже и со сверхзвуком в камере - с горением, без горения ...

Много чего было - и аварии были, и преодоление своего непонимания изучаемых явлений в объяснение их. Мы же только начинали работу в таких больших скоростях и спросить было не у кого, как там и что должно быть. Стенд работает и до сих пор. По крайней мере, две из трёх установок стенда всегда были в деле.

Евгений Сергеевич был человек нетерпеливый. Давал задание - что и как надо сделать. Звоню ему в конце дня - вот, что сделали, вот - как получилось. "Ну - говорит - приезжайте ко мне прямо сразу сейчас. Можете приехать? А жил он на улице Усиевича - недалеко от метро "Аэропорт". Меня у них в доме принимали часто и очень хорошо. Сидели иногда и до десяти вечера, и позже - обсуждали. С тех пор и я стал фанатом вот этих гиперзвуковых течений. Что и сохранилось.

Лет через восемь наших работ здесь Евгений Сергеевич объявил, что он уходит из ЦАГИ. Все наши работы в МАИ по гиперзвуковым течениям были совместные с ЦАГИ. По здоровью, прежде всего - тяжело что-то стало. "Хочу - говорит - отдохнуть, по стране попутешествовать, посмотреть". И вдруг неожиданно ... умирает. Что было для всех огромной потерей. И продолжать уже пришлось без него. Я этот процесс очень глубоко исследовал - как результат тех вечерних разговоров, что мы вели на квартире Е.С. Щетинкова.

Изначально сечение рабочей зоны стенда, естественно, было круглым. Именно в таком виде - с круглой в сечении камерой - Щетинков и предложил исследовать рабочую зону в осесимметричной зоне с монооксиальным вдувом - когда две сверхзвуко-

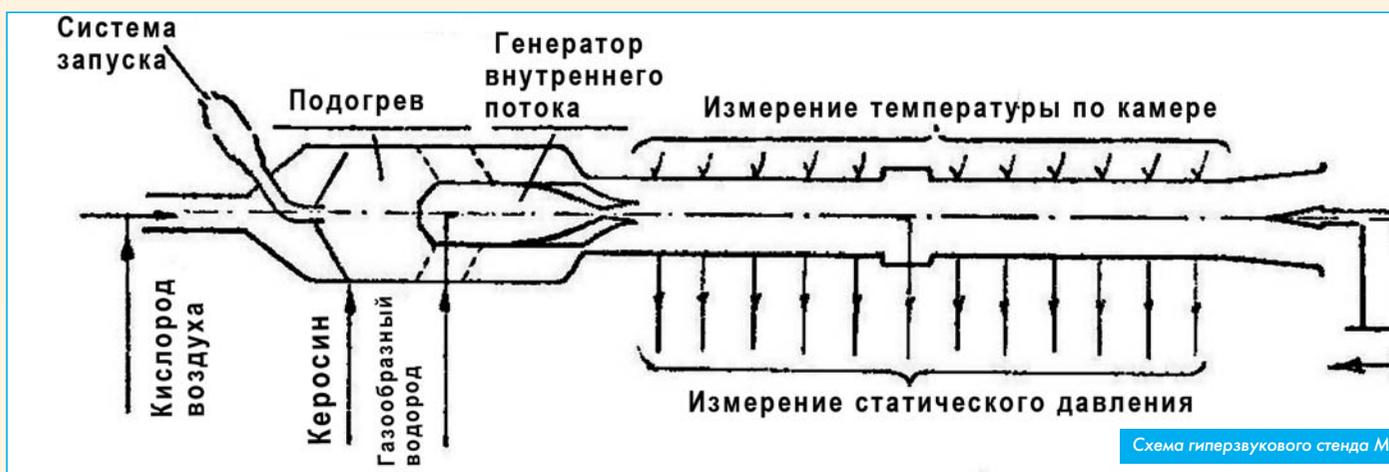


Схема гиперзвукового стенда МАИ

вые струи: кольцевая внешняя - сверхзвуковая струя воздуха (окислителя здесь) - и центральная, также сверхзвуковая - водород, горячее. Причём, водород тоже может быть в смеси с воздухом, с азотом, иными газами. Исследовался поток в разных условиях - с горением, без горения, при условиях дросселирования потока спутной струей - механическим и тепловым, при различных составах смеси, с различным фронтом пламени. Мы исследовали именно структуру потока, распределение скоростей и энергообмена в потоке, пристеночные явления в камере. Вопрос исследования рабочей зоны потока осложнялся ещё и тем, что любой вводимый исследовательский зонд неминуемо искажает структуру самого потока и неизвестно, что меряем. Я предложил и применил специальные нитевидные зонды, в наименьшей степени искажавшие поток.

Вот такие вот круглые, исследованные нами зоны плохо интегрируются с планером и летательным аппаратом. Они могут быть отдельными - как, например, на SR-71 или это круглая труба вокруг круглой же ракеты. Но это очень большие потери на сопротивление в канале. Но зато осесимметричные модели просты - они хорошо держат давление, легко считаются. Но, как было сказано - совершенно малопрактичны в работе как часть летательного аппарата. Вот поэтому мы перешли к прямоуголь-

ной модели канала. Но там пришлось делать уже рёбра жёсткости (они же и радиаторы теплоотвода от канала) и специальные узлы крепления.

Скорости в камере были: внешнего кольцевого потока - 2,8 Маха, а внутреннего - 2,4. И горение тоже было на этих скорос-



Гиперзвуковая летающая лаборатория (ГЛЛ) ЦИАМ по программе "Холод" установлена в носовой части разгонной ступени ракеты ПВО С-200В в 80-х годах XX века

тях. Мы как раз исследовали, каким образом получается самостабилизация фронта пламени на скачке уплотнения и не происходит его срыва. Жаль, что сам Евгений Сергеевич не дождал уже до этих удачных работ.

Неохлаждаемая ниобиевая камера сгорания ГПВРД во время испытаний с $M=2,5$, $T_k=1650K$



РАЗРАБОТКА ДВИГАТЕЛЕЙ "НК" БОЛЬШОЙ ТЯГИ НА БАЗЕ ЕДИНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА

Владимир Андреевич Зрелов,

д.т.н., профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П.Королёва

При неизменной технологии и применяемых материалах каждое улучшение любого параметра двигателя потребует все больших затрат, т.е. эффективность улучшения параметров ГТД постоянно снижается. Весьма актуально применение базового газогенератора при создании линейки двигателей.

With the same technology and materials used, each improvement of any engine parameter will require increased costs, i.e. the effectiveness of improving the parameters of the GTE is constantly reduced. It is very important to use the basic gas generator when creating a line of engines.

Ключевые слова: ГТД, семейство двигателей, Н.Д. Кузнецов, газогенератор, параметры.

Key words: GTE, the engine family, N.D. Kuznetsov, a gas generator, options.

Как известно, авиационные ГТД, создающие необходимую для полёта самолёта тягу (мощность), должны обладать высокими значениями трёх основных показателей:

- безопасности и надёжности;
- экономичности;
- экологичности (минимальным воздействием на окружающую среду).

Здесь под экономичностью следует понимать не только топливную эффективность двигателя, но и расходы, связанные со всеми этапами его жизненного цикла - проектированием, производством и эксплуатацией. Например, двигатель может иметь высокую топливную экономичность, но требовать частого технического обслуживания и ремонта. При этом расходы на ремонт и Т.О. могут превышать экономию, обусловленную малым потреблением топлива.

В этой связи, важное значение имеет проектирование новых конструкций с использованием конструкторских решений, хорошо зарекомендовавших себя в процессе эксплуатации. Если вновь создаваемая конструкция двигателя имеет большое количество новых научно-технических решений, то потребуются значительные время и средства, связанные с экспериментальными исследованиями и неизбежной доводкой этих новых решений. В конечном итоге может возникнуть ситуация, когда созданная новая конструкция двигателя из-за высокой стоимости не будет востребована разработчиками самолёта, т.е. двигатель будет не конкурентоспособным.

Одним из основных факторов повышения эффективности ГТД является увеличение термического к.п.д. и удельной работы термодинамического цикла путем реализации высоких значений температуры газа перед турбиной и целесообразной степени повышения давления в компрессоре в зависимости от требований, предъявляемых к двигателю.

Основным фактором, ограничивающим рост этих параметров, является прочность и термоустойчивость применяемых конструкционных материалов.

То есть, при увеличении термического к.п.д. за счёт роста температуры ухудшаются показатели надёжности (снижается прочность) и экономичности (увеличивается стоимость материалов и производства), кроме этого может возрасти количество воздуха, отбираемого на охлаждение, что ухудшит параметры термодинамического цикла.

Повышение топливной экономичности двигателя путем увеличения степени повышения давления и температуры на входе в турбину выдвигает проблемы обеспечения оптимальной работы компрессора, охлаждения, применения новых материалов, технологий и т.д.

Поэтому увеличение температуры газа перед турбиной как генеральное направление совершенства ГТД следует оценивать комплексно.

Другое направление - повышение экономичности двигателей путём увеличения степени двухконтурности за счёт увеличения диаметра вентилятора.

Однако, при этом существенно возрастают статические и дина-

мические нагрузки, действующие на элементы ротора вентилятора.

Увеличение степени двухконтурности предполагает возрастание числа ступеней турбины. Во избежание чрезмерного влияния этой тенденции становится необходимым вводить редукторный привод вентилятора. Применение редукторного привода вентилятора позволяет существенно снизить эти нагрузки, а также уменьшить уровень шума.

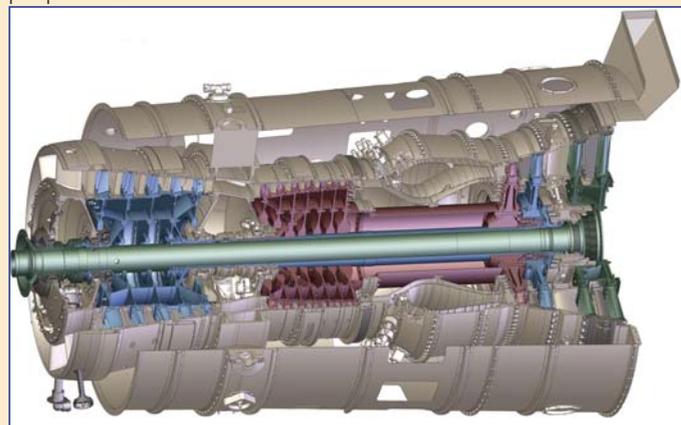
Как следует из анализа развития авиационных двигателей, для ГТД как для тепловой машины практически все параметры имеют предельные значения. В то же время, учитывая, что рост стоимостных показателей авиационных двигателей имеет экспоненциальный характер, можно сделать вывод о том, что при неизменной технологии и применяемых материалах каждое улучшение любого параметра двигателя потребует все больших затрат, т.е. эффективность улучшения параметров ГТД постоянно снижается.

Авиационные двигатели

В 1970-х гг. потребовались двигатели для нового поколения пассажирских самолётов Ил-96 и Ту-204.

При разработке двигателя для этих самолётов Н.Д. Кузнецов предложил использовать концепцию унифицированного газогенератора. Применение такого газогенератора, освоенного в серийном производстве, позволяло в короткие сроки и с небольшими затратами создавать двигатели различного применения. Эта концепция была поддержана министром авиационной промышленности В.А. Казаковым.

В 1979 г. ОКБ Н.Д. Кузнецова приступило к разработке двигателя НК-56 для самолёта Ил-96. Базовым газогенератором был выбран газогенератор двигателя военного назначения, который разрабатывался с 1971 г.



Модель унифицированного газогенератора

В октябре 1981 г. вышло Постановление Совета министров СССР о создании двигателя НК-56. Этот трёхроторный двигатель имел пятнадцатиступенчатый компрессор, многофорсунную камеру сгорания, пятиступенчатую турбину, нерегулируемое сопло и реверсивное устройство.

На двигателе НК-56 впервые было применено управление реверсом на принципах пневмоники. Двигатель НК-56 имел следующие параметры:

- тяга на взлётном режиме - 18 тс при удельном расходе топлива 0,354 кг/кгс-ч;
- тяга на крейсерском режиме - 3,6 тс при удельном расходе топлива 0,58 кг/кгс-ч;
- степень двухконтурности - 5;
- ресурс до капитального ремонта 7500 ч;
- назначенный ресурс - 15000 ч;
- температура газа перед турбиной - 1571К.

Доводка двигателя шла успешно: в начале 1984 г. он прошёл 500-часовые и 1000-часовые испытания, а также эквивалентные испытания при максимальной температуре газа на ресурс 3000 ч. [1].



Двигатель НК-56 в центре истории авиационных двигателей имени академика Н.Д. Кузнецова

В это же время за рубежом проходили испытания двигателя аналогичного класса: а н г л и й с к и й

"Роллс-Ройс" RB211-535E4 и американские "Пратт-Уитни" PW2037 и "Дженерал Электрик" CF6-80А, которые в условиях крейсерского полёта имели значения удельного расхода топлива 0,596, 0,585 и 0,614 кг/кгс-ч, соответственно.

Это сравнение показывает, что двигатель НК-56 не только не уступал лучшим зарубежным разработкам, но и превосходил их по экономичности. Достигнутые в двигателе высокие значения КПД узлов позволили получать взлётную тягу 18 тс при пониженной температуре газа перед турбиной и удельный расход топлива на этом режиме, равный 0,354 кг/кгс-ч. По уровню шума двигатель соответствовал перспективным на конец 1980-х гг. нормам ИКАО [1].

Однако по решению министерства авиационной промышленности работы по двигателю НК-56 были прекращены. К этому времени его суммарная наработка в процессе доводки составила 3630 часов [2].

В 1981 г. министром авиационной промышленности был назначен И.С. Силаев, с которым, по свидетельству главного конструктора В.Н. Орлова, у Н.Д.Кузнецова отношения не сложились. И.С. Силаев вместе со своим заместителем Л.М. Шкадовым стали оказывать давление на Г.В. Новожилова, чтобы тот заказал двигатель не на 18 тс тяги, а на 16 тс [1]. В книге В.Н. Орлова [1] приведен рассказ Г.В. Новожилова, в котором цитируются слова министра: "Генрих Васильевич, вы всё время спорите и не принимаете предложений от руководства министерства. Создаётся впечатление, что вы не хотите работать со мной. Что же мне делать в этой ситуации - расстаться с вами?". Г.В. Новожилов вынужден был принять поставленные условия, что потребовало переделки проекта самолёта и изменения технической документации, переданной на Воронежский авиационный завод.

Г.В. Новожилов вспоминает [3]: "меня вызвал И.С. Силаев и говорит: "Генрих Васильевич, вы продолжаете настаивать на 350-местном дальнемагистральном самолёте с двигателями НК-56? Двигателя НК-56 не будет. Что, с 16-тонным двигателем ПС-90 Соловьёва, вы не можете сделать самолёт?". Я отвечаю: "если вы как министр даёте такое задание, то мы посмотрим, что можно сделать с 16-тонным двигателем". Мы посмотрели и пришли к выводу, что 350 пассажиров на дальность 10000 км с ПС-90 самолёт не увезёт. Поэтому приняли решение отрезать 5,5 м фюзеля-

жа от самолёта Ил-96. Количество пассажиров уменьшилось до 300. Я пришёл к министру и говорю: "Иван Степанович, можно сделать 300-местный самолёт". Он мне в ответ, мол, очень хорошо. Так из самолёта Ил-96 на 350 мест с двигателями НК-56 получился Ил-96-300. Причём эта приставка "300" говорила о том, что сие произошло помимо нашей воли, потому, что все модификации ильёшинских самолётов имели после основного номера буквы".

Для двухдвигательного самолёта Ту-204 при отказе одного двигателя тяги 16 тс не хватало, необходимо было иметь чрезвычайный режим работы двигателя с увеличенной тягой. Однако ОКБ А.А. Туполева об этом не заявило.

Н.Д. Кузнецов обратился к заведующему сектором авиационной промышленности ЦК КПСС М.К. Редькину и рассказал о своём предложении создания семейства двигателей на базе единого газогенератора. М.К. Редькин согласился с доводами и предложил И.С. Силаеву разобраться с этим вопросом. Узнав об обращении Н.Д. Кузнецова в ЦК КПСС, И.С. Силаев рассвирепел и сообщил М.К. Редькину, что предложение о едином газогенераторе он принял, но считает необходимым объявить конкурс из двух вариантов - НК-56 и ПС-90 и выбрать один [1].

Руководство министерства решило заложить единый двигатель для двух самолётов Ил-96 и Ту-204, имеющий тягу 16 тс без резерва.

Это вынудило ОКБ Н.Д. Кузнецова на основе того же газогенератора спешно разработать новый двигатель НК-64, имеющий взлётную тягу 16 тс. Двигатель НК-64 разрабатывался с 1983 г. с учетом доводки ТРДД НК-56 и был испытан в апреле 1984 г. Двигатель имел следующие параметры:

- тяга на взлётном режиме - 16 тс при удельном расходе топлива 0,37 кг/кгс-ч;
- тяга на крейсерском режиме - 3,5 тс при удельном расходе топлива 0,58 кг/кгс-ч;
- степень двухконтурности - 4,33;
- температура газа перед турбиной - 1548К.

На нём впервые были установлены саблевидные сопловые лопатки. Было изготовлено два двигателя, которые прошли 10 испытаний.

Двигатель НК-64



Конкурсная комиссия по двигателям НК-56 и ПС-90 начала работать в апреле 1984 г. Н.Д. Кузнецов договорился с И.С. Силаевым, что обсуждение конкурсных проектов состоится на совместной коллегии МАП и МГА в присутствии разработчиков. Однако 20 марта 1985 г. без обсуждения и в нарушение всех договорённостей было принято решение в пользу двигателя ПС-90. Протокол конкурсной комиссии подписали только председатель - начальник ЦИАМ Д.А. Огородников, и его заместитель - начальник ЦАГИ Г.П. Свищёв [1].

По мнению Г.В. Новожилова, на тот момент времени разработка НК-56 была более продвинута, чем ПС-90 [3].

В 1989 г. МГА подняло вопрос о необходимости возвращения к двигателю НК-56, а в 1994 г. в комитете по оборонным отраслям промышленности РФ и в руководстве гражданской авиации рассматривалась возможность восстановления работ по этому двигателю. Однако отсутствие финансовых ресурсов не позволило реализовать этот проект.

В 1990-е гг. прорабатывалась возможность оснащения российских Ил-96 и Ту-204 американскими двигателями PW2037 и английскими RB211-535E4, соответственно.

В результате мероприятий по повышению надёжности и экономичности модифицированных элементов двигателей "НК" был создан демонстрационный трёхроторный двигатель НК-62, состоящий из базового двигателя без форсажной камеры, в котором вентилятор через редуктор двигателя НК-12МА был соединён с

тянущим воздушным винтом АВ-90, две ступени которого вращались в противоположном направлении. Двигатель находился в опытном производстве в 1982 - 1990 гг. и предназначался для тяжёлых дозвуковых транспортных самолётов.

Параметры двигателя на взлётном ($H = 0, M = 0$) режиме следующие: $P_{взл.} = 245$ кН (25000 кгс), $C_{уд.взл.} = 29,4$ кг/кН·ч (0,288 кг/кгс·ч),

на крейсерском ($H = 11$ км, $M = 0,75$) - $P_{кр.} = 44,1$ кН (4500 кгс), $C_{уд.кр.} = 49,04$ кг/кН·ч (0,48 кг/кгс·ч), $M_{дв. без винта} = 4200$ кг [2].

Проведенные дважды 100-часовые испытания подтвердили работоспособность выбранной схемы, и наличие резерва по повышению тяги и ресурса.

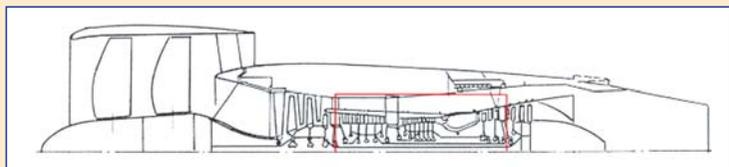


Двигатель НК-62 на испытательном стенде

На основании анализа расчётных и экспериментальных исследований, проведенных при испытаниях двигателя НК-62, в 1985-1987 гг. было разработано техническое предложение на создание турбовинтовентиляторного двигателя НК-62М.

Было обосновано достижение следующих параметров: на взлётном режиме $P_{взл.} = 285,2$ кН (29000 кгс), $C_{уд.взл.} = 28,6 - 29,6$ кг/кН·ч (0,28 - 0,29 кг/кгс·ч), на крейсерском $P_{кр.} = 44,1$ кН (4500 кгс), $C_{уд.кр.} = 46$ кг/кН·ч (0,45 кг/кгс·ч), $M_{дв.} = 4850$ кг, диаметр винтовентилятора - 4,7 м. Предусматривалось применение чрезвычайного режима, при котором величина тяги составляет 314,7 кН (32000 кгс) [2].

Позже был спроектирован ТВВД НК-63 - двигатель для самолётов большой вместимости и тяжёлых транспортных самолетов. Проект 1989 г. включал тянущий закапотированный винтовентилятор, приводимый через редуктор.



Конструктивная схема двигателя НК-63

Во второй половине 70-х годов начинается проектирование многорежимного двухконтурного турбовентиляторного трёхроторного двигателя с форсажной камерой для самолёта Ту-160 - самого мощного в мире ТРДДФ. Серийное производство двигателя начато с середины 80-х. Согласно первоначальным планам предполагалось построить 100 бомбардировщиков Ту-160 - столько, сколько построено В-1В - американского аналога российского самолета. Однако в январе 1992 г. президент Б. Н. Ельцин объявил о прекращении серийного производства Ту-160, что ограничивало общее количество построенных самолетов 36-ю экземплярами. Из них 19, в результате распада СССР, принадлежало Украине, т. к. они базировались вблизи украинского города Прилуки. Вскоре (1992 г.) было принято решение о возобновлении серийного производства Ту-160, а также о создании на территории России, в районе г. Энгельса, бомбардировочного полка, оснащенного этими самолетами.

На самолете Ту-160 установлено 44 мировых рекорда.

В обеспечение разработки сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения в марте 1996 г. начались полёты летающей лаборатории Ту-144ЛЛ с двигателями НК-321 по шестимесячной российско-американской программе экспериментальных исследований.

Осуществление проекта "Ту-144ЛЛ" стало возможным вслед-

ствие соглашения, подписанного в июне 1993 г. российским премьер-министром В.С. Черномырдиным и вице-президентом США А. Гором.

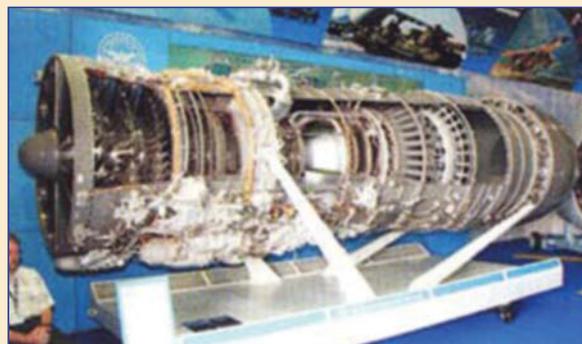
Предполагалось, что программа позволит продвинуть проводимые в АНТК им. А.Н. Туполева работы по созданию сверхзвукового пассажирского самолёта второго поколения Ту-244.

Программой предусматривалось совершить 32 испытательных полёта, в которых среди прочих задач решались следующие:

- испытания повторного пуска двигателей на высоте полёта 10000 м и скорости полёта, соответствующей $M = 0,85$;
- определение запаса устойчивости двигателей на высотах 4000, 6000, 8000 м;
- оценка расхода топлива (за 1 час полета и на 1 км при $M=0,8; 0,85; 0,9$);
- испытания двигателя при отказе топливного насоса (основной топливный бак, режим "малый форсаж").

Модификация НК-321 имеет массу 3650 кг, длину 7453 мм, максимальный диаметр 1700 мм [4]. Двигатель НК-321 впервые был представлен на московской международной выставке "Двигатели-92".

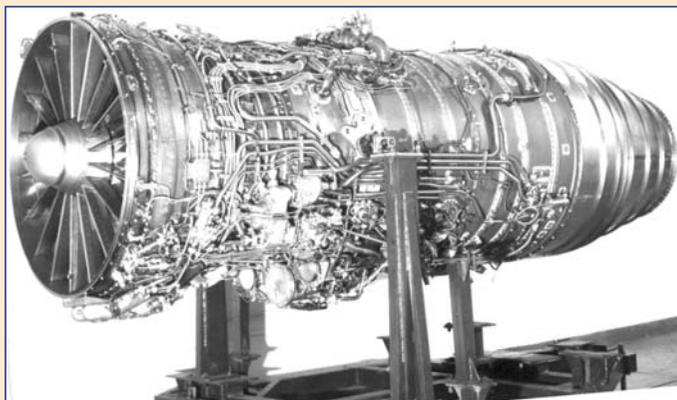
Двигатель НК-321 на московской международной выставке "Двигатели-92" (апрель 1992 г.)



В 1986 - 1993 гг. для поисково-

спасательного самолёта А-42 создавался двухконтурный бесфорсажный двигатель НК-34, а для стратосферного самолёта "Геофизика" в 1992-1994 гг. - двигатель НК-102 [5].

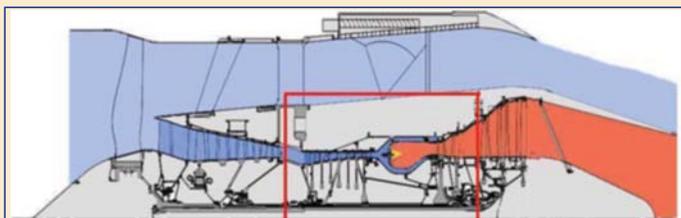
Для СВВП типа Як-141 в 1990 - 1993 гг. проектировался ТРДДФ НК-50, а в 1993 - 1995 гг. - судовой привод НК-72, мощностью 25 мВт [5].



Опытный двигатель НК-34

В СНТК им. Н.Д. Кузнецова был разработан концептуальный проект газотурбинного двигателя, использующего в собственной системе управления только электрические машины и обеспечивающего летательный аппарат достаточным количеством электричества для удовлетворения всех требований полёта - "электрический ГТД" НК-256. Двигатель предназначен для парка современных грузопассажирских самолётов, рассчитанных на обслуживание средних и дальних авиалиний.

Концепция "электрического" ГТД разрабатывалась на базе трёхроторной схемы, традиционной для двигателей НК.



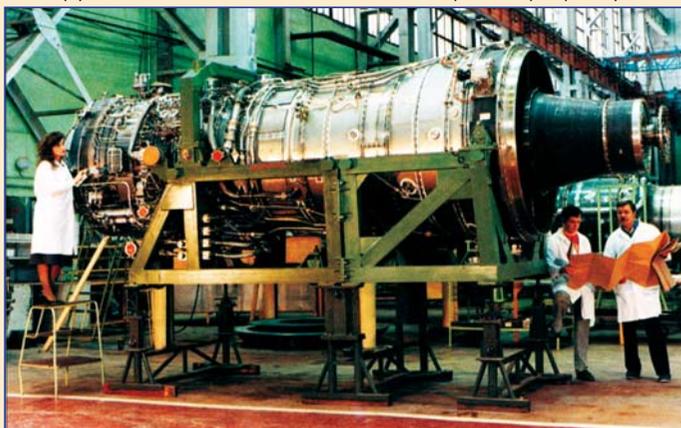
Конструктивная схема двигателя НК-256

Газотурбинные энергетические установки

Кроме двигателей авиационного назначения, концепция единого газогенератора была использована при создании газотурбинных энергетических установок.

В 1984 - 1987 гг. разрабатывался проект НК-34СТ, мощностью 25 мВт для привода газоперекачивающего агрегата ГПА-Ц-25.

Высокоэффективный двигатель НК-36СТ для привода центробежного нагнетателя в составе газоперекачивающего агрегата ГПА-Ц-25 был разработан в период 1987 - 1991 гг. на базе двигателя НК-25 и, также как НК-34СТ, заимствовал у него 60% деталей [6]. Двигатель выполнен по трёхроторной схеме. В конструкции силовой турбины максимально использованы апробированные в эксплуатации элементы силовой турбины двигателя НК-16СТ. Двигатель производится серийно. Он имеет модульную конструкцию, что облегчает его монтаж и транспортировку.



Двигатель НК-36СТ

Из воспоминаний В.Н. Орлова [1]: "в 1982 г. к Н.Д. Кузнецову обратились из Госплана СССР с просьбой подготовить предложения по созданию легко транспортируемых, не требующих больших капиталовложений электростанций мощностью 10 - 25 мВт., предназначенных для труднодоступных районов страны. В результате на базе авиационного двигателя был разработан проект привода электрогенератора. Председателем Госплана Н.К. Байбаковым был отправлен запрос в 53 министерства и ведомства, которые, по его мнению, должны были быть заинтересованы в развитии малой энергетики. Однако к маю 1984 г. от этих министерств были получены ответы, суть которых сводилась к следующему: нам это всё не нужно, потому, что есть большая энергетика (всё, что больше 100 мВт), и необходимо просто тянуть линии электропередачи. Н.К. Байбаков, рассмотрев вместе с нами эти ответы, заметил: "Ну, такую инертную массу я преодолеть не смогу, видимо, придётся ждать, когда клюнет жареный петух". Проблема была заморожена до 1990 г."

Созданный в 1990 - 1998 гг. для электрогенератора единичной мощности 25 мВт, газотурбинный двигатель НК-37 является модификацией двигателя НК-36СТ. Автоматическая система запуска, высокая предпусковая готовность, возможность работы в автоматическом режиме позволяют использовать энергетические установки с двигателем НК-37 как в обычном режиме выработки электроэнергии, так и при компенсации пиковых нагрузок и в аварийных ситуациях. Двигатель был двухтопливным: основное топли-

во - природный газ, резервное - дизельное. Два двигателя НК-37, работающие каждый на свой генератор, и паровая турбина, разработанная в объединении "Кировский завод", со своим генератором, использующая тепло отработанных газов от двигателей НК-37 для получения пара, входят в состав блочно-комплектной парогазовой электростанции.



Двигатель НК-37

НК-361

Газотурбинный двигатель НК-361 предназначен для привода электрогенератора газотурбовоза. Магистральный грузовой газотурбовоз создан для работы на участках тепловозной тяги для замены двух- и трехсекционных тепловозов с замещением дизельного топлива на сжиженный природный газ (в перспективе - водород).

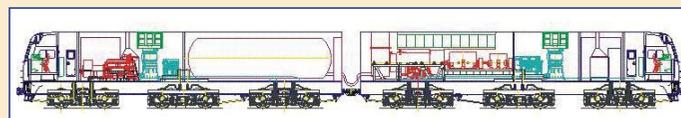
Двигатель НК-361, работающий на сжиженном природном газе, создан на базе газогенератора авиационного двигателя НК-25.

Максимальная мощность на приводном валу силовой турбины составляет 8300 кВт (11286 л.с.).

Газотурбовоз состоит из двух секций - тяговой и бустерной, каждая с кабиной управления. На тяговой секции располагаются: силовой блок, включающий газотурбинный двигатель, тяговый и вспомогательный генераторы, систему подготовки газа, винтовой тормозной компрессор, система вентиляции электрических машин, аппаратные шкафы.

На бустерной секции располагаются: криогенная ёмкость, обеспечивающая пробег газотурбовоза 1000 км, вспомогательный дизель-генератор, винтовой компрессор, системы вентиляции электрических машин, аппаратные шкафы.

Вспомогательный дизель-генератор применяется для обеспечения приведения систем газотурбовоза в рабочее состояние, совершения маневров в районе депо и станции и для запуска газотурбинного двигателя, после чего он выключается.



Бустерная секция

Тяговая секция

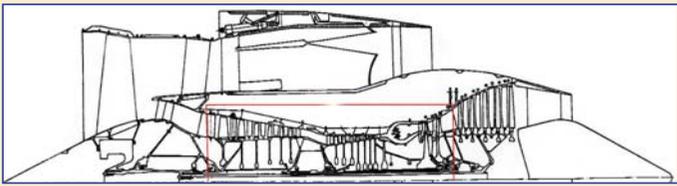
Двигатель НК-361

На основе базового газогенератора разработано семейство двигателей: НК-34, НК-50, НК-56, НК-62, НК-62М, НК-63, НК-64, НК-72, НК-102, НК-256, НК-321, а также созданы и находятся в эксплуатации индустриальные энергоустановки НК-36СТ, НК-37 и НК-361. Используя апробированные технические решения, спроектированы мощные



перспективные турбовентиляторные двигатели НК-44, НК-46, НК-44-1 для тяжёлых пассажирских и транспортных самолётов.

Конструктивная схема ТРДД НК-44



Идея создания семейства двигателей на базе единого газогенератора успешно реализована ведущими западными фирмами, например, фирма "Роллс-Ройс" создала семейство двигателей RB211 [7 - 9]:

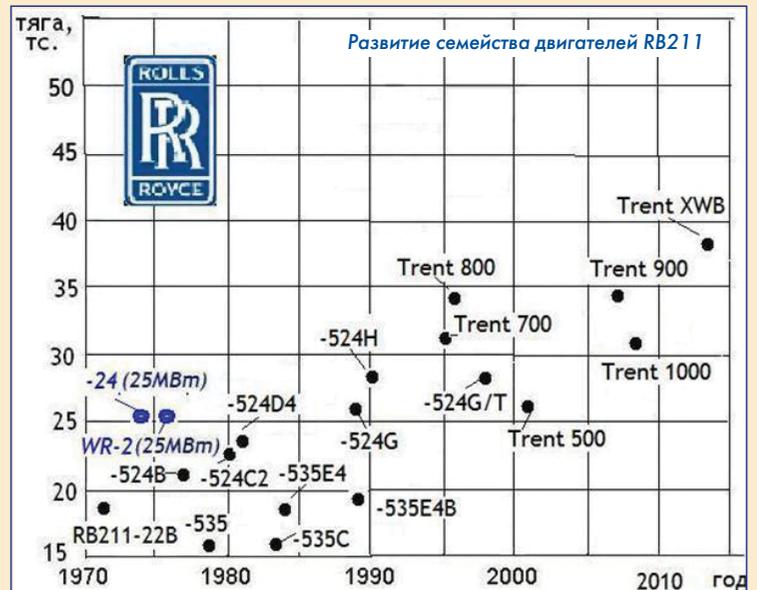
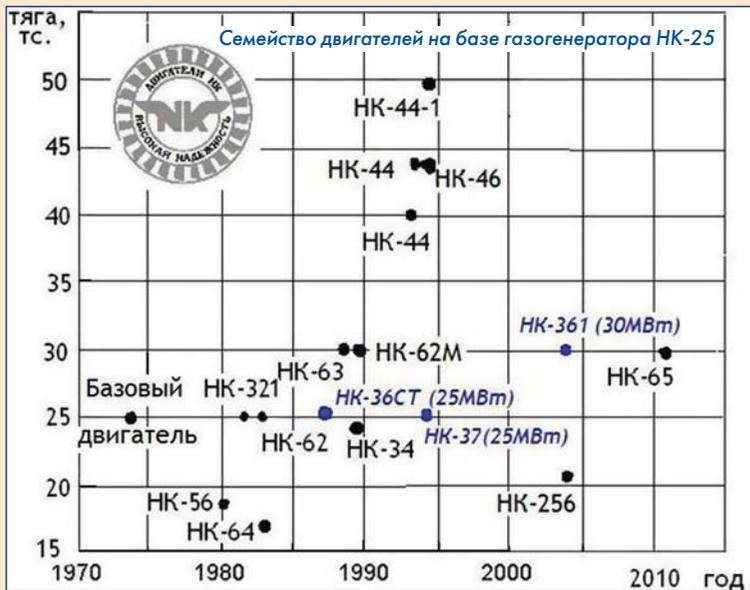
Конструктивные и схемные решения, заложенные при проектировании, реализованные при создании и подтвержденные при испытаниях и эксплуатации опытных и серийных образцов двигателей, созданных на базе единого газогенератора, являются актуальными не только для современных проектов, но и могут быть ис-

пользованы как научно-технический задел при разработке перспективных конструкций.

Литература

1. Орлов В.Н., Орлова М.В. Генеральный конструктор Н.Д. Кузнецов и его ОКБ. Самара: Издательский дом "Агни", 2011. 200 с.
2. Овчаров А. А. Перечень основных разработок коллектива ГНПП "Труд". - Самара: СГНПП "Труд". 1992.-45 с.
3. Новожилов Г.В. О себе и самолётах Ил. М.: 2012. 424 с.
4. Aviation Week and Space Technology, March 30, 1992.
5. Даты. События. Люди. Самара: Самарское книжное издательство. 2007. 160 с.
6. Гриценко Е. А. Флагман двигателестроения // Крылья Родины. 1998. № 6. С. 2-3.
7. RB211 Family // Achive. RRHT. 1997. №45. V.15. p 24-29.
8. Электронный ресурс: Rolls-Royce RB.211/RB211 22.htm
9. D:\RR\Двигатели\Rolls-Royce Trent\Trent1000\filelist.xml

Связь с автором: zrellov07@mail.ru



ИНФОРМАЦИЯ



Г.Е. Лозино-Лозинский

НПО «Молния», созданное 26 февраля 1976 года, было головным предприятием МАП СССР по разработке орбитальных космических самолётов. После единственного полёта МТКК «Энергия-Буран» 15 ноября 1988 г. и прекращения финансирования программ создания воздушных космических самолётов («Спираль», «МАКС» и прочих), а особенно после кончины 28 ноября 2001 г. руководителя «Молнии» Г.Е. Лозино-Лозинского, предприятие оказалось в критическом положении. Чтобы спасти его от банкротства, «Молнию» ввели в структуру «Ростех».

В конце марта 2018 г. «Коммерсант.ру» распространил информацию, что, концерн «Калашников» выкупит у госкорпорации «Ростех» 60% акций научно-производственного объединения «Мол-

ния». Сделка поддержана правительством, сумма её пока не раскрывается. Предполагают, что этот акт должен помочь «Молнии» выйти из кризиса и в перспективе участвовать в создании нового многогоразового челнока.

Источники в оборонной промышленности, сообщили «Ъ», что сделку планируется завершить в течение месяца, после чего будет сформирован новый совет директоров. НПО. Глава «Калашникова» Алексей Криворучко полагает, что: «Вхождение НПО «Молния» в состав концерна придаст импульс развитию компетенций и экспертизы в об-



«Молния-1» в ангаре

ласти разработки многогоразовых космических летательных аппаратов и производства ракет-мишеней различного назначения».

По утверждению «Ъ», в госкорпорации «Ростех» также подтвердили факт продажи концерну пакета акций НПО и заявили, что выполнили задачу по недопущению банкротства «Молнии», поставленную Президентом страны. Для этого «Ростех» провел мероприятия, направленные на заключение мирового соглашения с кредиторами: «Это позволило в январе 2017 года прекратить производство по делу о несостоятельности «Молнии»». В рамках работы по стабилизации ситуации на предприятии разработана программа финансового оздоровления до 2019 года, которая сейчас реализуется.



М.Т. Калашников

БЫСТРЕЕ ВСЕХ ВЕТРОВ

ПАМЯТИ ЕВГЕНИЯ СЕРГЕЕВИЧА ЩЕТИНКОВА

Александр Григорьевич Прудников
Наталья Сергеевна Королева
Дмитрий Александрович Боев



Зарубежный мир почти однозначно считает: радио изобрел Маркони, первое применение ракетных двигателей принадлежит фон Брауну, а на сверхзвуке полетели американцы после исследований Вебера, Данлопа и компании. Мы в России не слишком обращаем на это внимание, поскольку нам-то самим хорошо известны фамилии Попова, Циолковского и Королева. Гораздо меньше на слуху у интересующихся техникой личность Е.С. Щетинкова – автора четырёх концепций гиперзвукового полета, соратника С.П. Королева. Уйдя из жизни в 1976 году, он как бы так и остался "засекреченным" до наших дней, и его имя знакомо в основном тем, кто связан по работе с летательными аппаратами больших скоростей. Полагаем, что это несправедливо. Привилегия первооткрывателя – благодарность людская и память о содеянном.

Исследование рабочих процессов в сверхвысокоскоростных летательных аппаратах (позже названных гиперзвуковыми) наиболее бурно начали развиваться во многих странах мира в послевоенное время. И пионером в реализации такого полета стал советский ученый, профессор Евгений Сергеевич Щетинков. В отличие от многих своих друзей и соратников, которые, создавая новую технику, не разрабатывали новых концепций (это сделали до них их учителя и предшественники), Е.С. Щетинков постоянно занимался воплощением в жизнь собственных открытий и изобретений. В ходе этого им было предложено несколько (по крайней мере, четыре) совершенно новых концепций гиперзвуковой авиакосмической техники, активно реализуемых уже в XXI веке. Его открытие было запатентовано в 1957 г. (на год и более опередив американских и французских коллег, лаборатории которых также работали в этом направлении). Это послужило естественным следствием длительных исследований прямоточных двигателей, опыт разработки которых имеет в России богатые традиции. Как указано в книге Сабельникова и Пензина [В.А. Сабельников, В.И. Пензин. К истории исследования в области высокоскоростных ПВРД в России - М.: Изд. ЦАГИ, 2008. 64 с.], "Теория ПВРД была разработана проф. Б.С. Стечкиным в 1929 г., а уже в начале 30-х годов Ю.А. Победоносцев испытывал ПВРД в артиллерийских системах. Совместную работу С.П. Королева и Е.С. Щетинкова в ГИРД в 1936 г. над крылатыми ракетами можно рассматривать как начало деятельности над созданием летательных аппаратов, использующих в качестве составной части силовой установки ракетные и, впоследствии, прямоточные двигатели. Возглавив в 1946 г. теоретические работы по исследованию прямоточных двигателей, Е.С. Щетинков занимался всеми узловыми проблемами СПВРД, но, главным образом, термодинамикой двигателя и организацией горения топлив в прямоточной камере сгорания".

Как ни удивительно, Евгений Сергеевич все это время остается в тени своих собственных работ. Причина этого не только в глубокой засекреченности всей его деятельности и нашем российском безразличии к героям собственного интеллектуального фронта, но и в исключительной прижизненной скромности Е.С. Щетинкова. Он был известен как человек высокой культуры и нравственности, абсолютно неамбициозный, с полным отсутствием честолюбия и готовностью к самопожертвованию в интересах общего дела. Это, несомненно, заслуживает уважения, но в результате такого стиля жизни, "спрос и мода" на

Е.С. Щетинкова отсутствует, хотя мир авиакосмической техники нового века идет по его пути.

Родился Евгений Сергеевич 24 ноября 1907 г. в городе Вязьма в семье железнодорожного машиниста. В начале XX века машинисты считались рабочей интеллигенцией. Это были люди, обладающие изрядным культурным базисом и запасом знаний. Среднюю школу Женя Щетинков окончил в Минске в 1924 г. Это уже время советское и сложное в смысле трудоустройства. Парнишке повезло. Он нашел себе место ученика столяра. Правда, проработал недолго: в 1926 г. поступил на авиационное отделение МВТУ, которое окончил в 1930 г. уже как студент созданного к тому времени МАИ.

После института, Щетинков работал старшим инженером на авиационном заводе № 3 НКАП в отделе прочности ЦАГИ. Плюс к тому, в 1933 г. поступил по совместительству в знаменитый исследовательский ГИРД (Группу исследования реактивного движения), в бригаду ракетопланов, возглавляемую С.П. Королевым. Этой бригадой он руководил потом уже самостоятельно. В те годы такое совмещение было поступком героическим: сами ГИРДовцы иногда переводили название своей организации как "группа инженеров, работающих даром": работали сотрудники лаборатории на своем интересе, не получая никаких зарплат. Такая жизнь была.



Первые ГИРДовцы на полигоне в Нахабино. В центре - Е.С. Щетинков и С.П. Королёв



Сотрудники бригады крылатых ракет РНИИ на полигоне Софрино в 1934 г. Слева направо. Стоят: В.П. Авдониин, Б.А. Пивоваров, Б.В. Флоров, П.С. Александров. Сидят: А.М. Дурнов, А.С. Косятов, Е.С. Щетинков, С.А. Пивоваров, М.П. Дрязгов, С.П. Королёв, В.В. Иванова, Е.И. Снегирёва, А.И. Стеняев

С января 1934 г. основной работой у Евгения Сергеевича окончательно стал РНИИ (уже - нормальная государственная организация), образовавшемся из ГИРДа в 1933 г. Название РНИИ (ракетного научно-исследовательского института) менялось во время административных перетасовок: это был и НИИ-3, и НИИ-1, и НИИТП. Теперь это - центр Келдыша. Вместе с С.П. Королевым и под его руководством Е.С. Щетинков участвовал в создании всех первых ракетопланов (от РП-1 до РП-3). В 1934-1936 гг. он разработал и испытал (уже совершенно самостоятельно) в полете крылатую ракету "216". Это был прототип будущей первой крылатой ракеты "Буря" (Р-200, или, как называла ее американская пресса, "самолет-пуля") и "бабушка" разнообразных современных "томагавков", в том числе и разрабатываемых ныне гиперзвуковых "Иксов". Им же была создана и испытана крылатая ракета "217" с РПД на твердом топливе (с тягой 280 кгс и удельным импульсом 1850 с).

Но вернемся в 1936 - 1937 гг., когда Щетинков и С.П. Королев совместно разработали проект реактивного истребителя-перехватчика с рекордными для того времени ТТХ по скорости полета и скороподъемности. Это произошло за семь лет до появления известных реактивных истребителей вермахта. На базе этого истребителя с ЖРД ("объект 218") был создан первый в СССР ракетоплан РП-318-1, на котором летчик В.П. Федоров 24 февраля 1940 г. совершил свой первый полет.

С 1938 г. Щетинков начал заниматься прямоточными воздушно-реактивными двигателями (ПВРД). Степень кандидата технических наук (без защиты) Евгений Сергеевич получил в 1941 г. за работы в области течений больших скоростей.

В Билимбае, куда он был вместе с сотрудниками РНИИ эвакуирован в 1942 г., Щетинков работал в ЦКБ завода № 293. Здесь под его руководством была начата обширная программа НИР по аэродинамике и камерам сгорания ВРД. В 1944 г. на базе НИИ-3 и этого завода был образован НИИ-1, в котором, вернувшись из эвакуации, Е.С. Щетинков проработал почти 25 лет.



Е.С. Щетинков с учениками. Крайний слева - И.Ф. Шебеко, справа - М.М. Бондарюк. На коленях у него - будущий соавтор этой статьи - Наташа

На Урале, куда во время войны вместе с институтом уехал и Щетинков, с Евгением Сергеевичем произошла по меньшей мере чудесная история. Дело в том, что он приехал сюда очень больным: еще в начале 30-х годов где-то подхватил туберкулез в сильной форме, и много сил и времени тратил на лечение. Исцеление пришло довольно неожиданно: в том же Билимбае ему встретилась какая-то местная бабка-знахарка. От безысходности он следовал ее советам и... поправился. Как говорил сам Щетинков - к своему удивлению. Но это удивление подарило ему еще сорок лет жизни. И самые деятельные сорок лет.

С 1953 г. Щетинков - профессор МФТИ, а с 1969 г. - член-корреспондент Международной академии астронавтики. Впрочем, профессор Щетинков для науки интересен не только тем, что он успел сделать сам, но и той многочисленной когортой учеников и последователей (как они сами себя называют, "щетинков-



Е.С. Щетинков и Б.В. Раушенбах в 1941г. в Свердловске

цев"), которых он сумел воспитать. Деятельность щетинковцев в направлении межконтинентальной и стратосферной реактивной авиационной и авиакосмической техники на 40-50 лет опережает свое время. Многие из весьма известных ученых относят себя к школе Щетинкова. Таков, например, автор камер сгорания первых ракет с РПД и лауреат Сталинской премии за эти камеры П.Д. Грушин. Предлагаем обратить внимание на не слишком часто встречающийся факт: начальник и руководитель Грушина, Е.С. Щетинков не пристраивался ни к результатам его трудов, ни к его наградам. И так было со всеми последующими щетинковцами. Характерно, что ученые школы Е.С. Щетинкова, где бы они не работали, сохраняют стиль, привитый им ее основателем.

По складу характера, как теперь говорят, по менталитету, Е.С. Щетинков был полной противоположностью своему другу С.П. Королеву. Работая то под Королевым, то руководя им, он всегда оставался коллегой и другом. Евгений Сергеевич не подавлял и не подчинял себе окружающих его творческих личностей. За многие десятилетия он ни разу ни на кого и ни по какому поводу не повысил голос. У всех его учеников сложилось мнение, что он и не мог этого делать. Впрочем, сохранившиеся воспоминания и научные труды Щетинкова говорят о его несгибаемой твердости и громком голосе, когда дело касалось принципиальных вопросов, жизни его друзей или научной и исторической правды. Он был одним из немногих сотрудников РНИИ, принципиально отказавшихся свидетельствовать против С.П. Королева в период репрессий 37-го года. Щетинков же был инициатором и лидером многих реабилитационных и восстановительных мероприятий и по истинным авторам "Катюши", и по репрессированным основоположникам современной ракетно-космической техники (С.П. Королева, В.П. Глушко, Б.В. Раушенбаха и др.). Самого Евгения Сергеевича репрессии не коснулись. Никто даже представить себе не мог поверивших в то, что этот сильно "не от мира сего" ученый может быть вредителем или, более того, иностранным агентом. Но, отметим, что так же, как и С.П. Королев, Е.С. Щетинков до конца своей жизни беспартийно не выпускался за границу, несмотря на многочисленные предложения и приглашения от международных институтов. Причем, эти запреты продолжались и тогда, когда другие уже вовсю ездили. Так что, верить-то верили, но на всякий случай "блюли".

Сложный, взрывной характер Королева уже вошел в легенды. Он был таким и в быту. И в этом, великий ученый Евгений Сергеевич тоже был противоположностью своему другу, Главному конструктору Сергею Павловичу. Мечтатель и романтик, Щетинков был тихо влюблен в жену своего коллеги. Другие женщины для него не существовали. После окончания репрессий семья Королева распалась. Щетинков, через какое-то время после этого события, предложил руку и сердце Ксении Максимильяновне Винтентини, бывшей жене Сергея Павловича. С ней они и прожили в любви и согласии до последней черты Ученого. Евгений Сергеевич был отчимом и воспитателем дочери Сергея Павловича - Наташи Королевой.

В этом году исполнилось уже 50 лет начала разработок по первому межконтинентальному сверхзвуковому летательному аппарату - самолету-ракете "Буря". Главным разработчиком и идеологом СПВРД "Буря" был Е.С. Щетинков. Год назад было 50



Первая в мире сверхзвуковая крылатая ракета "Буря"

лет патенту Е.С. Щетинкова (с 33 соавторами) на ГПВРД как основного крейсерского двигателя первого в мире проекта сверхзвукового воздушно-космического самолета, ставшего прототипом межконтинентальных проектов ВКС передовых стран четырех континентов. Отчет НИИ-1 № 380 от 1966 г. по стратосферному межконтинентальному авиакосмическому самолету рассекречен только в 1996 г.

Чтобы масштабно правильно оценить заслуги создателей "Бури", наших великих ученых и конструкторов 50-х гг. Евгения Сергеевича Щетинкова, Семена Алексеевича Лавочкина и Михаила Макаровича Бондарюка, достаточно напомнить, что в США попытки создать подобную ракету-самолет (ракетоплан) тоже предпринимались с 1951 г. Там было изготовлено 11 экземпляров такой техники. Семь лет шли безуспешные испытания, в результате авторитетная комиссия ученых и военных США пришла к выводу, что преодолеть возникшие технические трудности, на том уровне развития техники, невозможно и программу закрыли.

Авторов советской "Бури" не пригласили на то совещание в США. Они просто преодолели все те же трудности, остановившие наших оппонентов. В результате, к 1957 г. было совершено восемь предварительных пусков, а девятый пуск 28 декабря 1958 г. оказался успешным. Уже в начале 1960 г. "Буря" долетела до Камчатки, успешными были также и последующие четыре пуска. Сегодня, спустя полвека, это направление реактивной техники в плане создания крылатых ракет стало наиболее перспективным для авиационной науки XXI века.



Щетинковцы - В.И. Пензин, Ю.А. Щербина, Ф.А. Скляр, А.Г. Прудников (соавтор данной статьи) и др. в 1986 году в гостях у К.М. Винтентини (в центре) на 70-летию со дня рождения Е.С. Щетинкова

К сожалению, столь активная деятельность по разработке высокоскоростных ПВРД продолжалась лишь 7-8 лет. Начиная со второй половины 60-х гг., темпы работы по высокоскоростным ПВРД в стране и особо в НИИ-1 (в результате решения Политбюро ЦК и лично Н.С. Хрущева) существенно замедлились. После столь поспешного закрытия финансирования тем по "Буре", работы, проводившиеся в Бондарюковском ОКБ раздали по различным отраслевым НИИ. Е.С. Щетинков с 1969 г. вновь стал сотрудником ЦАГИ.

И вновь из книги Сабельникова и Пензина: "В связи с такой ситуацией только небольшая часть коллектива Е.С. Щетинкова осталась работать на установках НИИ-1 вплоть до 1972 г. Переход в ЦАГИ лишил на некоторое время коллектив Е.С. Щетинкова необходимой экспериментальной базы. Небольшая установка была переведена в МАИ, где школа Е.С. Щетинкова продолжала исследования в этот переходный период. В МАИ на базе этой установки была создана в 1979 г. специальная лаборатория высокоскоростных ПВРД."

После того, как НИИ-1 был "разорван центробежными силами", не имеющими отношения ни к авиации, ни к науке, изрядная часть его попала в ЦИАМ. Это послужило одной из причин того, что прямочная тематика на долгие годы во многом определила научный портрет этого института.

Е.С. Щетинков признан мировой наукой горения как основоположник концепции макрообъемного горения, и в таком качестве - единственный автор двух глобальных основополагающих альтернативных общепринятых и концепций "объемного" и "сверхзвукового" горения, научной основы всемирно известной концепции ГПВРД. Каждая из заложенных в эти концепции идей за пятьдесят прошедших лет, была дополнена и развита его учениками, соратниками и последователями.

Ученики школы Е.С. Щетинкова удачно действовали как во всех российских отраслевых, академических и учебных институтах, так и за рубежом. Они проявили себя как личности, как ученые, как исследователи, достойные продолжатели замыслов Е.С. Щетинкова. Сделано весьма много, но этих результатов просто не было бы, не появившись 50 лет назад отчаянно смелая идея Е.С. Щетинкова о возможности сверхзвукового горения. 



Проекты гиперзвуковых самолётов различных стран

ДВИГАТЕЛИ СТИРЛИНГА

Анатолий Семёнович Демидов, д.т.н., профессор кафедры конструкций и проектирования двигателей, Московский авиационный институт МАИ (национальный исследовательский университет),

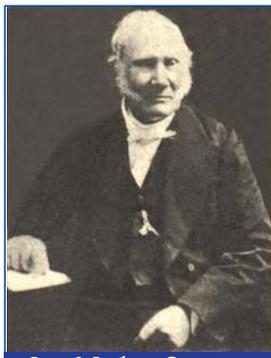


Рис. 1 Роберт Стирлинг

Журнал "Двигатель" не в первый раз обращается к двигателю с внешним подогревом, изобретённому Стирлингом. Эта тема была в журнале 2005-2 "Двигатель шотландского пастора", 2007-4 "Двигатель Стирлинга с жидкими поршнями", а также ряде сообщений. Но в таком основательном виде мы её ещё не затрагивали. Полагаем, это будет небезинтересно нашим читателям.

В настоящее время известно большое количество типов двигателей, к которым относится это название [1,2], но обычно такими называют бесклапанные двигатели с внешним подводом тепла, работающие по замкнутому циклу. В качестве рабочего тела используется один из трех газов: воздух, гелий или водород. Критериями выбора рабочего тела являются доступность, величина коэффициента теплоотдачи и вязкость, от которой зависят гидравлические потери.

Считается, что двигатель был изобретен в 1816 году шотландским священником Робертом Стирлингом. Естественно, рабочим телом двигателя был воздух. Схема двигателя так называемой гамма-конфигурации (вариант, называемый также двигателем Хейнричи) показана на рис.3. Остановимся вкратце на описании его устройства и работы. Вытеснительный и рабочий поршни связаны с коленчатым валом, но рабочий установлен в своем цилиндре с минимальным зазором, а вытеснительный с большим. Подвод тепла производится к полусферической головке вытеснительного цилиндра. Цикличность работы осуществляется следующим образом. При движении вытеснительного поршня вверх нагретый от стенок воздуха обтекает поршень, проходит в нижнюю часть цилиндра, затем через соединительный канал попадает под днище рабочего поршня и давит на него, заставляя поршень перемещаться вниз, вращая коленчатый вал. При этом воздух охлаждается, отдавая тепло стенкам рабочего цилиндра, а давление его падает. К моменту достижения рабочим поршнем нижней мертвой точки вытеснительный поршень начинает движение вниз, освобождая пространство в горячей (верхней) зоне своего цилиндра. Туда перетекает охлажденный воздух из рабочего цилиндра, там нагревается и цикл повторяется. Давления над и под вытеснительным поршнем практически не отличаются, потери связаны только с обтеканием поршня. Так выглядит упрощенное объяснение работы ДС. Диаграммы состояния идеального цикла Стирлинга показаны на рис. 4. Доказано, что реализация такого цикла возможна только при прерывистом движении поршней и хотя создание соответствующего механизма возможно, достигнутые преимущества могут быть сведены на нет низким общим КПД такого механизма.

О реальных достоинствах ДС будет сказано ниже. В двигателе можно выделить три зоны: нагреватель, регенератор и холодильник. В нашем случае нагревателем служит горячая часть вытеснительного цилиндра, холодильником - стенки рабочего цилиндра, а регенератором - канал, связывающий эти цилиндры. На самом деле рабочий процесс в ДС является очень сложным и до сих пор недостаточно изученным. В первую очередь это связано с тем, что все процессы теплообмена, происходящие в двигателе, по своей природе быстротечны. Прогресс в изучении ряда вопросов был существенным и произошел в 60-х годах прошлого века при использовании моделирующих программ и применении компьютерной техники для изображения траекторий частиц рабочего тела. Следствием всего вышесказанного явилось появление за 200 последних лет большого количества модификаций и названий двигателя, связанных в основном с именами изобретателей или фирм производителей. К ним относятся такие названия, как уже упоминавшийся двигатель Хейнричи, двигатели Робинсона, Эриксона и др. Как указывает Г. Уокер, название "двигатель Стирлинга" является обобщенным для большого семейства двигателей, различающихся по своим функциям, характеристикам и конструктивным схемам. Они способны работать как двигатели, тепловые насосы (для которых необходим подвод механической энергии), холодильные установки и генераторы давления. В настоящее время одной из самых популярных конструктивных схем двигателя является та, где рабочий и вытеснительный поршни находятся в одном цилиндре и связаны ромбическим приводом (рис. 5). Для преобразования возвратно-поступательного движения рабочего поршня во вращательное вала чаще всего используются ромбический механизм, кося шайба и кривошипно-шатунный механизм. Привод с косой шайбой неоднократно применялся на автомобильных ДС. Им можно пользоваться, в частности, для изменения мощности двигателя. Ромбический механизм, разработанный фирмой "Филипс" в 50-е годы прошлого



Рис. 4 Термодинамические диаграммы состояния идеального цикла двигателя Стирлинга

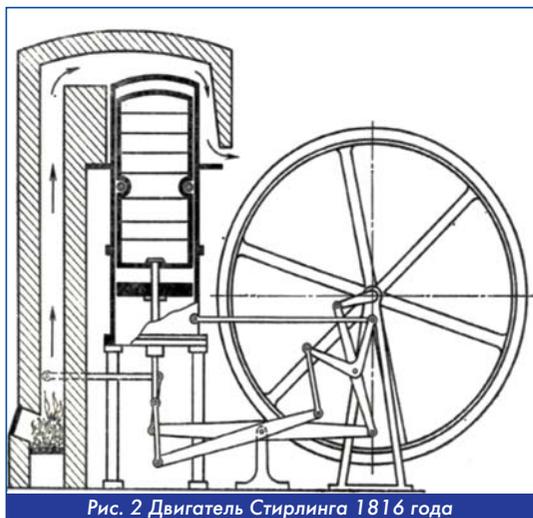


Рис. 2 Двигатель Стирлинга 1816 года

ландским священником Робертом Стирлингом. Естественно, рабочим телом двигателя был воздух. Схема двигателя так называемой гамма-конфигурации (вариант, называемый также двигателем Хейнричи) показана на рис.3. Остановимся вкратце на описании его устройства и работы. Вытеснительный и рабочий поршни связаны с коленчатым валом, но рабочий установлен в своем цилиндре с минимальным зазором, а вытеснительный с большим. Подвод тепла производится к полусферической головке вытеснительного цилиндра. Цикличность работы осуществляется следующим образом. При движении вытеснительного поршня вверх нагретый от стенок воздуха обтекает поршень, проходит в нижнюю часть цилиндра, затем через соединительный канал попадает под днище рабочего поршня и давит на него, заставляя поршень перемещаться вниз, вращая коленчатый вал. При этом воздух охлаждается, отдавая тепло стенкам рабочего цилиндра, а давление его падает. К моменту достижения рабочим поршнем нижней мертвой точки вытеснительный поршень начинает движение вниз, освобождая пространство в горячей (верхней) зоне своего цилиндра. Туда перетекает охлажденный воздух из рабочего цилиндра, там нагревается и цикл повторяется. Давления над и под вытеснительным поршнем практически не отличаются, потери связаны только с обтеканием поршня. Так выглядит упрощенное объяснение работы ДС. Диаграммы состояния идеального цикла Стирлинга показаны на рис. 4. Доказано, что реализация такого цикла возможна только при прерывистом движении поршней и хотя создание соответствующего механизма возможно, достигнутые преимущества могут быть сведены на нет низким общим КПД такого механизма.

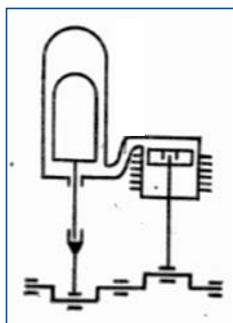


Рис. 3 "Гамма-конфигурация" двигателя Стирлинга с рабочим и вытеснительным поршнями

О реальных достоинствах ДС будет сказано ниже. В двигателе можно выделить три зоны: нагреватель, регенератор и холодильник. В нашем случае нагревателем служит горячая часть вытеснительного цилиндра, холодильником - стенки рабочего цилиндра, а регенератором - канал, связывающий эти цилиндры. На самом деле рабочий процесс в ДС является очень сложным и до сих пор недостаточно изученным. В первую очередь это связано с тем, что все процессы теплообмена, происходящие в двигателе, по своей природе быстротечны. Прогресс в изучении ряда вопросов был существенным и произошел в 60-х годах прошлого века при использовании моделирующих программ и применении компьютерной техники для изображения траекторий частиц рабочего тела. Следствием всего вышесказанного явилось появление за 200 последних лет большого количества модификаций и названий двигателя, связанных в основном с именами изобретателей или фирм производителей. К ним относятся такие названия, как уже упоминавшийся двигатель Хейнричи, двигатели Робинсона, Эриксона и др. Как указывает Г. Уокер, название "двигатель Стирлинга" является обобщенным для большого семейства двигателей, различающихся по своим функциям, характеристикам и конструктивным схемам. Они способны работать как двигатели, тепловые насосы (для которых необходим подвод механической энергии), холодильные установки и генераторы давления. В настоящее время одной из самых популярных конструктивных схем двигателя является та, где рабочий и вытеснительный поршни находятся в одном цилиндре и связаны ромбическим приводом (рис. 5). Для преобразования возвратно-поступательного движения рабочего поршня во вращательное вала чаще всего используются ромбический механизм, кося шайба и кривошипно-шатунный механизм. Привод с косой шайбой неоднократно применялся на автомобильных ДС. Им можно пользоваться, в частности, для изменения мощности двигателя. Ромбический механизм, разработанный фирмой "Филипс" в 50-е годы прошлого

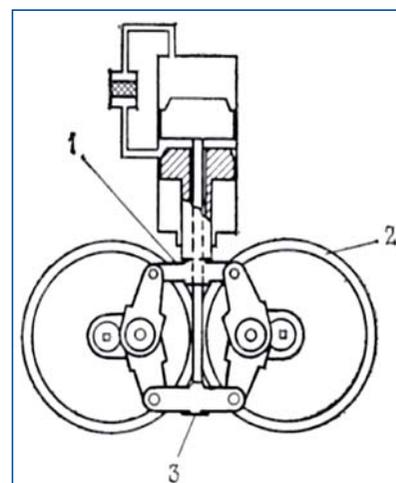


Рис. 5 "Ромбический привод" двигателя Стирлинга:
1 - траверса рабочего поршня,
2- синхронизирующее зубчатое колесо,
3 - траверса вытеснительного поршня



века, дает возможность динамической балансировки даже в случае одноцилиндрового двигателя. Балансировка осуществляется за счет подбора весов рабочего и вытеснительного поршней, их штоков и траверс.

Отметим основные особенности ДС:

- 1) Двигатель представляет собой поршневую машину с внешним подводом тепла от любого источника.
- 2) Рабочее тело находится в замкнутом пространстве и во время работы не заменяется. В некоторых случаях может быть предусмотрена возможность добавления рабочего тела из-за утечек.
- 3) Идеальный термодинамический цикл Стирлинга имеет термический КПД, равный КПД цикла Карно.
- 4) Двигатель может работать с высоким КПД (до 40%) только при наличии эффективного регенератора.
- 5) Полезная работа совершается при попеременном сжатии и расширении рабочего тела при различных температурах.
- 6) Полезная работа практически прямо пропорциональна среднему давлению цикла. В наиболее мощных машинах оно достигает 20 МПа и более, что приводит к их пониженным массовым характеристикам.
- 7) Пуск некоторых видов двигателей может осуществляться без специальных пусковых устройств.
- 8) Для управления мощностью используются следующие способы: а/регулирование среднего давления цикла; б/регулирование "мертвого объема", то есть суммарного объема полостей, из которых газ не вытесняется при движении рабочего поршня; в/регулирование путем изменения фазового угла, т.е. угла отставания кривошипа рабочего поршня от кривошипа поршня вытеснительного (в машинах с коленчатым валом), а также др. способы.
- 9) На КПД двигателя существенным образом влияют теплогидравлические характеристики рабочего тела. Для двигателей с высокими характеристиками по КПД и оборотам целесообразно использовать водород, во вторую очередь - гелий. Воздух вследствие своей доступности как рабочее тело может иметь существенные преимущества только для двигателей невысокой литровой мощности и невысокой частоты вращения.
- 10) Надежность и долговечность ДС зависят от чистоты встроенных теплообменников, которые должны работать в среде, не содержащей масел, и, следовательно, от системы уплотнений. Для того, чтобы удельная мощность ДС была не ниже, чем у дизельных двигателей, среднее давление цикла должно составлять 10 - 20 МПа. Это создает серьезную нагрузку на систему уплотнений.
- 11) Благодаря отсутствию клапанного механизма и периодических вспышек рабочей смеси (как в двигателях внутреннего сгорания - ДВС) ДС является практически бесшумным.
- 12) По массовым характеристикам на единицу мощности ДС сопоставим с дизельным двигателем с турбонаддувом.
- 13) Стоимость изготовления ДС выше стоимости изготовления ДВС, однако стоимость его эксплуатации ниже.

В компоновочной модификации "альфа", предложенной Райдером, в каждом цилиндре находится только один поршень, выполняющий функции как рабочего, так и вытеснительного (рис.6). Рабочее тело заключено между верхней поверхностью

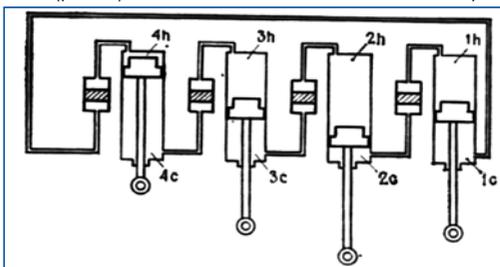


Рис. 6 Двигатель Стирлинга, работающий по принципу "Двойного действия" (Модификация Райдера)

одного поршня и нижней поверхностью другого, находящихся в соседних цилиндрах. В схеме, показанной на рис. 6, протекают одновременно четыре цикла: 1)1h - 2c; 2)2h - 3c; 3)3h - 4c; 4)4h - 1c. При реализации этой

схемы наиболее компактной является соосная компоновка (рис. 7), в которой удобно использовать общую систему подогрева рабочего тела, каналы, связывающие смежные цилиндры, оказываются одинаковыми по длине, и хорошо komponуются механизмы привода. В качестве уплотнений в ДС применялись как кольца типа поршневых, так и другие варианты.

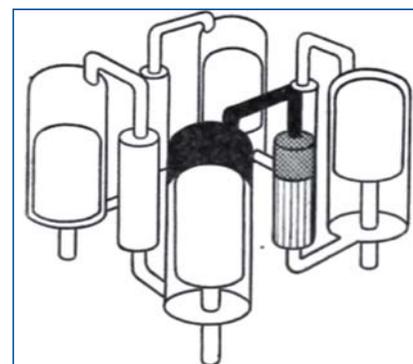


Рис. 7 Соосная конфигурация двигателя Стирлинга двойного действия

Одним из самых эффективных оказалось уплотнение типа "скатывающийся чулок", изобретенное на фирме "Филипс" и представляющее собой резиновую диафрагму (рис.8). Для уменьшения на нее давления масла в устройстве используется система его подкачки и регулировочный клапан. Более простым в производстве и надежным оказалось все-таки скользящее уплотнение, размещаемое также вокруг штока поршня (инженеры фирмы "Юнайтед Стирлинг" назвали его ленинградским на основании соответствующей публикации Ленинградского государственного университета). Оно представляет собой обойму, внутри которой находится уплотнительное разрезное кольцо, его защитный колпачок и два масляных кольца. Система уплотнений в ДС обеспечивает пониженное давление в картере, что позволяет иметь в нем более тонкие стенки и соответствующие массовые характеристики. Для оценки мощности ДС можно использовать формулу, которую Г.Уокер вывел из соотношения Била (Beale):

$$N = (z \times \beta_E \times V_{SP} \times p_{cp} \times n) / 6000,$$

где N - мощность [кВт],

z - число отдельных термодинамических циклов,

V_{SP} - рабочий объем полости сжатия в одном цилиндре [см³],

p_{cp} - среднее давление цикла [МПа],

n - скорость вращения вала [об / мин],

$\beta_E = (0,034 - 0,052 \xi)$ - так называемое число Била, в котором ξ представляет собой отношение температуры холодильника к температуре нагревателя (в градусах Кельвина).

С момента изобретения ДС прошло уже 200 лет и за это время двигатели нашли применение во многих областях техники. Разработки велись, кроме вышеупомянутых, такими известными фирмами, как "Дженерал Моторс", MAN/MWM и многими другими. В Советском Союзе были попытки использовать ДС в составе энергоустановок с солнечными зеркалами в южных республиках. В 60-х годах и позже работы в этом направлении велись также на кафедре 208 Московского авиационного института. Солнечное зеркало-концентратор "погибло" при уборке территории университета летом 2017 года, а приводной редуктор зеркала был отправлен в музей института №2 (бывшего 2-го факультета). В одной из публикаций "Вестника Московского авиационного института" сотрудниками кафедры 203 МАИ был предложен способ повышения мощности ДС путем заключения его вместе с электрогенератором в герметичный кожух, заполненный газом высокого давления [3]. Отметим наиболее интересные разработки фирмы "Филипс". С 1952 по 1954 годы было произведено около 100 двигателей типа 102С, которые выпускались в одном блоке с электрогене-

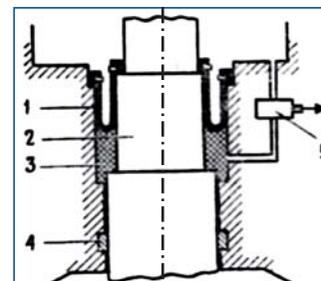


Рис. 8 Уплотнение типа "Скатывающийся чулок" 1 - резиновая манжета типа "скатывающийся чулок", 2 - шток поршня, 3 - масляная подушка, 4 - нагнетательное масляное кольцо, 5 - клапан, регулирующий давление масла.

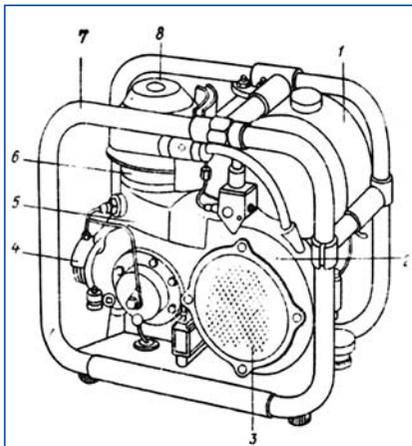


Рис. 9 Электрогенераторный блок с двигателем Стирлинга фирмы "Филипп"
1 - топливный бак, 2 - магистраль охлаждающего воздуха, 3 - вентилятор, 4 - компрессор, 5 - холодильник, 6 - цилиндр двигателя, 7 - рама, 8 - нагреватель

гателях, предназначенных для автомобилей, автобусов, локомотивов и морских судов, в качестве рабочего тела использовались водород или гелий. Например, четырехцилиндровый двигатель для локомотива с ромбическим приводом фирмы "Филипп" на водороде имел мощность до 295 кВт и массу 3175 кг. Среднее давление рабочего тела составляло 13,8 МПа.

В обзоре, касающемся двигателей Стирлинга, нельзя исключить вопроса об их применении в области создания искусственного сердца. Специалисты подсчитали, что полезная гидравлическая мощность циркуляционного насоса, перекачивающего кровь, очень невелика и составляет всего 3 - 5 Вт. В качестве источников энергии рассматриваются либо электрический (аккумулятор), либо изотопный (обычно на плутонии-238). Понятно, что при реализации второго варианта это неизбежно вызовет серьезные возражения общественности, поскольку придется решать не только проблемы безопасности, но также этические и юридические. Отметим, что тепловая мощность необходимого изотопного источника составляет в среднем около 30 Вт, что требует 54 грамм плутония. В качестве преобразователя тепловой энергии в механическую чаще всего рассматривается двигатель Эриксона или двигатель Стирлинга. В США работы в этой области ведутся с 1964 года и там достигнуты серьезные успехи. Здесь отметим лишь один интересный факт: в регенераторе двигателя Эриксона

применялась набивка из полых тонкостенных стеклянных

"соломинок" диаметром около 0,02" и менее. Выбор такого материала был обусловлен его инертностью по отношению к рабочему телу - гелию.

Не останавливаясь здесь на очевидных достоинствах применения ДС различного типа в качестве автономных источников энергии с различными источниками тепла для сельской местности и в полевых условиях, обратимся к возможности их применения в космосе. На фирме "Аллисон" в качестве исходного прототипа был создан и испытан одноцилиндровый ДС с ромбическим приводом [4]. К приводу были присоединены два

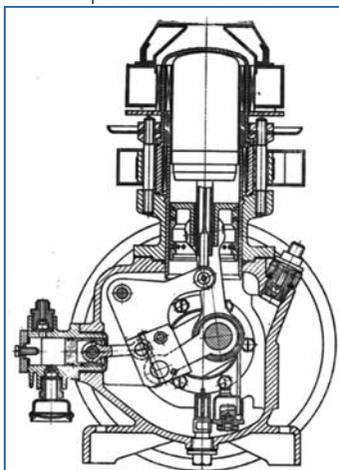


Рис. 10 Разрез двигателя Стирлинга фирмы "Филипп"

электрогенератора мощностью 4 кВт. Подвод тепла в космосе должен был осуществляться от солнечного концентратора, рабочим телом являлся гелий при среднем давлении 10 МПа.

роторами (рис. 9). Такие блоки могли использоваться для питания радиоаппаратуры. По другим данным было выпущено несколько сотен таких блоков, но из-за низкого спроса их производство прекратилось. На рис. 10 показан поперечный разрез этого двигателя с водяной системой охлаждения вместо воздушной. Моторная лодка с таким двигателем мощностью 2 кВт развивала скорость до 4,6 м/с. В состав двигателя входил компрессор для подкачки воздуха.

В более мощных двигателях, предназначенных для автомобилей, автобусов, локомотивов и морских судов, в качестве рабочего тела использовались водород или гелий. Например, четырехцилиндровый двигатель для локомотива с ромбическим приводом фирмы "Филипп" на водороде имел мощность до 295 кВт и массу 3175 кг. Среднее давление рабочего тела составляло 13,8 МПа.

Космический вариант энергоустановки создан не был. Предполагается, что разработчикам не удалось решить проблему смазки, поскольку в условиях невесомости масло рассеивается в виде тумана во всем доступном ему пространстве. Оно неизбежно должно попасть в полость регенератора и коксоваться там, резко снижая эффект регенерации и общий КПД. Выходом из положения является отказ от применения жидкой смазки и переход к свободнопоршневому типу двигателя Стирлинга в сочетании с линейным электрическим генератором (СПДС ЛГ). Его схема показана на рис.11 [5]. В таком двигателе коленчатый вал отсутствует, а роль маховика выполняет газ в буферной полости. В кольцевой проточке поршня-якоря установлены постоянные магниты, в статоре вокруг него располагаются обмотки генератора переменного тока. В космосе наиболее целесообразным вследствие его хорошей уравновешенности является использование двухцилиндрового двигателя опозитной схемы, в котором движения поршней синхронизированы. С 2001 года энергоустановки с такими двигателями разрабатываются в США несколькими фирмами на конкурсной основе с такими характеристиками:

Тепловая мощность изотопного источника	235 Вт
Электрическая мощность генератора	110 Вт
Частота тока	82 Гц
Среднее давление гелия	2,5 МПа
Максимальная температура р. т.	650°С
Минимальная температура р. т.	80°С
Ход поршня-якоря	6 мм

Ресурс в 100000 часов должен быть обеспечен бесконтактными газовыми подшипниками, материалами электрической изоляции и постоянных магнитов. Энергоустановку намечено использовать на марсианском вездеходе. Добавим, что перспективными для подобных СПДС ЛГ могут быть также АЭМП - активные электромагнитные подшипники. На кафедре конструкции и проектирования двигателей студенты некоторых специальностей института №2 МАИ при выполнении курсовых и дипломных проектов получают близкие по характеристикам задания.

Заканчивая эту статью, осмелимся сделать некоторые прогнозы в отношении применения ДС на ближайшие 10 - 20 лет. Двигатели Стирлинга могут занимать свои не слишком обширные, но определенные ниши в областях:

- космической энергетики;
- производства автомобилей с гибридными двигателями;
- производства автономных энергоузлов;
- производства малогабаритных двигателей для учебных целей и моделлистов.

Литература

- 1.Уокер Г. Двигатели Стирлинга. - М.: Машиностроение, 1985. - 405 с.
- 2.Ридер Г, Хупер Ч. Двигатели Стирлинга. - М.: Мир, 1986. - 464 с.
- 3.Демидов А.С., Марагинский Р.Н., Соколовская Е.В. Двигатель Стирлинга с герметичным охлаждаемым картером. Вестник Московского авиационного института, 1999. Том 6. №1. - С. 28-31.
- 4.Фаворский О.Н., Фишгойт В.В., Янтовский Е.И. Основы теории космических электрореактивных двигательных установок. - М.: Высшая школа, 1970. - 486 с.
- 5.Космические ядерные энергоустановки и электроракетные двигатели. Конструкция и расчет деталей / Под ред. П.В. Андреева. - М.: Изд-во МАИ, 2014. - 507 с.

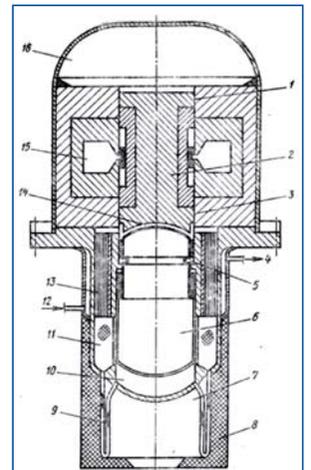


Рис. 11 Свободнопоршневой двигатель Стирлинга с линейным электрогенератором
1 и 3 - газовые опоры скольжения; 4 - отвод охладителя; 5 - упругая газовая подушка вытеснителя; 6 - вытеснитель; 7 - полость поглотителя солнечной энергии; 8 - изоляция; 9 - трубка нагревателя; 10 - полость расширения; 11 - регенератор; 12 - подвод охладителя; 13 - холодильник; 14 - полость сжатия; 15 - линейный генератор; 16 - упругая газовая подушка поршня





XIV МОСКОВСКИЙ МЕЖДУНАРОДНЫЙ ИННОВАЦИОННЫЙ ФОРУМ

ТОЧНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ — ОСНОВА КАЧЕСТВА И БЕЗОПАСНОСТИ

проводится в соответствии с распоряжением Правительства Российской Федерации от 5 апреля 2014 г. № 541-р

**15-17 мая 2018 г.,
Москва, ВДНХ,
павильон 75, «Россия»**

СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ
ВЫСТАВКИ



ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ

Консолидация усилий власти, науки и бизнеса в развитии отечественного приборостроения для обеспечения нужд промышленности и оборонного комплекса страны, а также повышение эффективности российской системы измерений, совершенствование нормативной базы метрологии с учетом международных тенденций в целях поддержки инноваций и их продвижения.

ПРОГРАММА ФОРУМА



METROLEXPO

Метрология и Измерения

14-я выставка средств измерений, испытательного оборудования и метрологического обеспечения.



CONTROL&DIAGNOSTIC

Контроль и Диагностика

7-я выставка промышленного оборудования и приборов для технической диагностики и экспертизы.



RESMETERING

Учёт энергоресурсов

7-я выставка технологического и коммерческого учета энергоресурсов.



LABTEST

Лабораторное оборудование

6-я выставка аналитических приборов и лабораторного оборудования промышленного и научного назначения.



PROMAUTOMATIC

Приборостроение и автоматизация

6-я выставка оборудования и программного обеспечения для технологических и производственных процессов.



WEIGHT SALON

Весовой салон

2-я выставка весового оборудования.

Организаторы



Поддержка



Международные партнеры



Стратегический партнер



Ключевые партнеры выставки



Генеральный партнер



Устроитель и выставочный оператор



ДИРЕКЦИЯ ФОРУМА

129344, Москва, ул. Искры д. 31, корп. 1, Технопарк ВДНХ
Тел./Факс: +7 (495) 937-40-23 (многоканальный)

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

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

НЕРАВНОВЕСНЫЕ ПРИСТЕННЫЕ ТЕЧЕНИЯ В ДВИГАТЕЛЯХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

Записано в дифференциальной форме неравновесное уравнение движения в пределе, переходящее в уравнение Навье-Стокса. Для пристенной вязкой области записано уравнение движения в неравновесной постановке, позволяющее решать задачи теплообмена и вязкого трения на поверхностях стенок камер и сопел ракетных двигателей. It is written in the differential form of a nonequilibrium equation of motion in the limit passing into the Navier-Stokes equation. For the near-wall viscous region the equation of motion in nonequilibrium formulation that allows to solve problems of heat transfer and viscous friction on the surfaces of the walls of the chambers and nozzles of rocket engines.

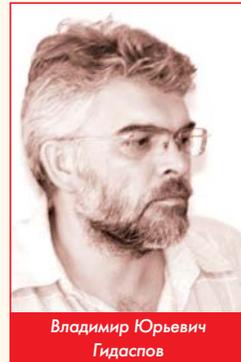
Ключевые слова: турбулентность, неравновесность, энтропия.
Keywords: turbulence, non-equilibrium, entropy.

Как было показано ранее [1, 2], уравнение Навье-Стокса, строго говоря, справедливо для случая замороженного течения. Оно было выведено в предположении неизменности малого объема газа, его свойств и предполагало решение исключительно для центра масс. Такое решение не нарушало общности, так как принципиальным является для материальной точки. Для нее (точки) не важно, где приложена скорость (импульс) - в центре масс или на периферии этой точки. Поэтому газовое поле для последнего случая будет неизменным. Но при решении самого уравнения, где требуется еще два условия, уравнение неразрывности и уравнение энергии, это принципиально. Внутри материальной точки может нарушаться второй закон термодинамики и тогда полная система уравнений сохранения даст неправильный результат. Кроме того, решение уравнения движения Навье-Стокса никак не предполагает так называемого равновесного решения термодинамической системы. И тем более неравновесного случая, который реально присутствует в течении потоков двигателей летательных аппаратов и энергетических установок. Уравнение Навье-Стокса не включает в свою систему закона действующих масс, который всегда, неминуемо сопровождает неравновесные процессы. Типичной ошибкой считается расчет уравнения Навье-Стокса по равновесным, либо осредненным параметрам. Практически никак не доказано то, что поток является равновесным, да и может ли он быть равновесным. Ведь скорость химической реакции, равная бесконечности, это всего лишь математическая абстракция. Какая-никакая большая, но не бесконечная. И второе: логично ли вставлять в замороженную конструкцию уравнения равновесные значения? Ведь отличие значений свойств для замороженного и равновесного случая - разы.

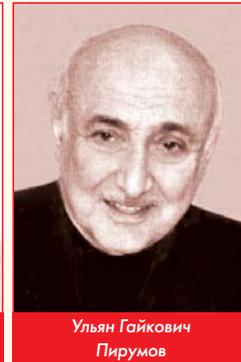
И еще! Какие задачи мы решаем с помощью уравнений движения в практической деятельности? Это - устойчивость в ЖРД, определение интегральных характеристик двигателя (импульс, тяга...) и, главное, теплообмен со стенкой. Именно последняя задача пограничного слоя является самой сложной. Задача является сопряженной и идеализировать эту область (пристенное течение) не всегда правомерно. Эта задача нестационарная, вязкая, сжимаемая, а главное - неравновесная. Вот почему актуализировать ее самое время. Да, сегодня разработано много методов и программ, среди которых можно выделить работы В.К. Кошкина, У.Г. Пирумова, А.М. Молчанова, В.Ю. Гидасова и большинство из них не безупречно. Поэтому важным будет подход, который, акцентировав недостатки предыдущих работ, даст возможность получить уравнения, не страдающие ими. Получим еще раз более аккуратно уравнения движения, исходя из начал термодинамики [3]. При этом в выводах воспользуемся для удобства новыми преобразованиями и выражениями.



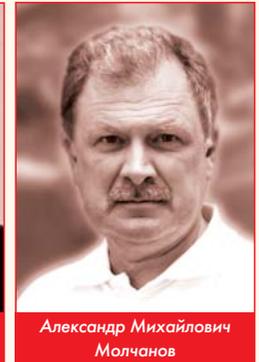
Валентин Константинович Кошкин



Владимир Юрьевич Гидасов



Ульян Гайкович Пирумов



Александр Михайлович Молчанов

Вывод неравновесного уравнения движения

Как уже было сказано, будем исходить из классических Начал термодинамики и опираться на опыт, наработанный в последние годы в этом направлении. Прежде всего воспользуемся соотношением четвертого начала термодинамики.

Итак, записываем 1-е и 2-е начало термодинамики с учетом внутренней и внешней энергии:

$$\text{grad}Q = \text{grad}U + P\text{grad}V + \text{grad}Q_{\text{внеш}} - \text{grad}Q_{\text{внутр}}$$

Внутренний поток имеет отрицательный знак, так как он уходит в стенку.

Для удобства представим два правых члена в следующем виде:

$$R_{\mu}T\text{grad} \frac{Q_p}{R_{\mu}T} - \frac{1}{\rho} \text{div}\Pi.$$

Последний член - энергия касательных сил, записан в форме Коши.

Преобразуем второй член после равенства с помощью преобразования Лежандра:

$$P\text{grad}V = P\text{grad} \frac{1}{\rho} = \text{grad} \frac{P}{\rho} - \frac{1}{\rho} \text{grad}P.$$

Уравнение домножим на ρ^2 , чтобы в дальнейшем воспользоваться четвертым началом термодинамики:

$$\rho^2\text{grad}Q = \rho^2\text{grad}U + \rho^2\text{grad} \frac{P}{\rho} - \rho\text{grad}P + \rho^2R_{\mu}T\text{grad} \frac{Q_p}{R_{\mu}T} - \rho\text{div}\Pi.$$

Вновь применив преобразования Лежандра для первого члена, после равенства получим:

$$\rho^2\text{grad}U = \text{grad}\rho^2U - U\text{grad}\rho^2.$$

После чего получим:

$$\rho^2\text{grad}Q = \text{grad}\rho^2U - U\text{grad}\rho^2 + \rho\text{grad} \frac{P}{\rho} - \rho\text{grad}P + \rho^2R_{\mu}T\text{grad} \frac{Q_p}{R_{\mu}T} - \rho\text{div}\Pi.$$

Далее, воспользовавшись математической формулировкой четвертого начала термодинамики, запишем основное уравнение:

$$\rho^2\text{grad}Q = \rho \frac{d\rho^2U}{d\tau} - U\text{grad}\rho^2 + \rho\text{grad} \frac{P}{\rho} - \rho\text{grad}P + \rho^2R_{\mu}T\text{grad} \frac{Q_p}{R_{\mu}T} - \rho\text{div}\Pi.$$

Сокращаем на плотность

$$\rho \text{grad} Q = \frac{d\bar{\rho}v}{d\tau} \frac{U}{\rho} - \text{grad} p^2 + \rho \text{grad} \frac{P}{\rho} - \text{grad} P + \rho R_{\mu} T \text{grad} \frac{Q_p}{R_{\mu} T} - \text{div} \Pi.$$

Раскрываем градиенты 2-го и 3-го членов после равенства:

$$\rho \text{grad} Q = \frac{d\bar{\rho}v}{d\tau} - 2U \text{grad} \rho + \text{grad} P + \rho \cdot P \cdot \text{grad} \frac{1}{\rho} - \text{grad} P + P \text{grad} \frac{Q_p}{R_{\mu} T} - \text{div} \Pi.$$

Преобразуем 3-й член справа от равенства:

$$\rho \text{grad} Q = \frac{d\bar{\rho}v}{d\tau} - 2U \text{grad} \rho + \frac{P}{\rho} \text{grad} \rho + P \text{grad} \frac{Q_p}{R_{\mu} T} - \text{div} \Pi.$$

Далее:

$$\rho \text{grad} Q = \frac{d\bar{\rho}v}{d\tau} - \left(2U \text{grad} \rho + \frac{P}{\rho} \text{grad} \rho \right) + P \text{grad} \frac{Q_p}{R_{\mu} T} - \text{div} \Pi.$$

Вводим энтальпию $H = U + P/\rho$:

$$\rho \text{grad} Q = \frac{d\bar{\rho}v}{d\tau} - (U + H) \text{grad} \rho + P \text{grad} \frac{Q_p}{R_{\mu} T} - \text{div} \Pi.$$

Или, вводя энтропию:

$$\rho T \text{grad} S = \frac{d\bar{\rho}v}{d\tau} - \frac{k+1}{k-1} R_{\mu} T \text{grad} \rho + P \text{grad} \frac{Q_p}{R_{\mu} T} - \text{div} \Pi.$$

Далее приводим к традиционному виду уравнение импульсов (движения):

$$\frac{d\bar{\rho}v}{d\tau} = \text{div} \Pi + \rho T \text{grad} S + \frac{k+1}{k-1} R_{\mu} T \text{grad} \rho - P \text{grad} \frac{Q_p}{R_{\mu} T}$$

Делаем еще одно преобразование со вторым и третьим членом после равенства:

$$\frac{d\bar{\rho}v}{d\tau} = \text{div} \Pi + P \text{grad} \frac{ST}{R_{\mu} T} + \frac{k+1}{k-1} R_{\mu} T \text{grad} \rho - P \text{grad} \frac{Q_p}{R_{\mu} T}.$$

Или:

$$\frac{d\bar{\rho}v}{d\tau} = \text{div} \Pi + P \text{grad} \ln e^{\frac{ST}{R_{\mu} T}} + P \text{grad} \ln \rho^{\frac{k+1}{k-1}} - P \text{grad} \ln e^{\frac{Q_p}{R_{\mu} T}}.$$

Объединим последние три члена под логарифмом:

$$\frac{d\bar{\rho}v}{d\tau} = \text{div} \Pi + P \text{grad} \ln \rho^{\frac{k+1}{k-1}} e^{\left(\frac{Q_p - ST}{R_{\mu} T} \right)}.$$

Сделаем еще одно преобразование

$$\frac{d\bar{\rho}v}{d\tau} = \text{div} \Pi + P \text{grad} \ln \left(\frac{\rho^{\frac{k+1}{k-1}}}{(R_{\mu} T)^{\frac{k+1}{k-1}}} e^{\left(\frac{Q_p - ST}{R_{\mu} T} \right)} \right).$$

Последнее уравнение можно считать неравновесным уравнением движения.

Преобразования химического потенциала

Химическим потенциалом φ вещества называют удельный (в расчете на единицу массы) изобарно-изотермический потенциал Гиббса [4]:

$$\varphi = h - Ts,$$

где h и s - удельная энтальпия и энтропия.

Найдем общие зависимости для главных термодинамических потенциалов Гиббса G , Гельмгольца F , энтальпии H и внутренней энергии U .

На примере изохорно-изотермического потенциала Гельмгольца запишем, учитывая аддитивность функции:

$$F = M \cdot f,$$

где M - масса (молекулярная масса) и f - удельная свободная энергия $f = u - Ts$. Тогда:

$$df = du - Tds - sdT \text{ или } df = -Pdv - sdT.$$

В силу аддитивности объема имеем $M \cdot v = V$,

где V - объем системы; v - удельный объем.

После преобразований получаем:

$$dF = (f + pv)dM - PdU - sdT.$$

Поскольку изохорно-изотермический потенциал предполагает постоянство объема и температуры, получаем:

$$dF = (f + pv)dM.$$

Но значение в скобках - это именно химический потенциал:

$$F + pv = \varphi.$$

Тогда получаем:

$$\left(\frac{dF}{dM} \right)_{V,T} = \varphi.$$

Этот результат является неожиданным.

Получено, что при изменении количества вещества в изохорно-изотермической системе значение свободной энергии F всей системы изменяется пропорционально удельному изобарно-изотермическому потенциалу φ , а не величине f , как более естественно было бы ожидать.

Если провести аналогичные преобразования для систем, в которых $p = \text{const}$ и $T = \text{const}$, $p = \text{const}$ и $S = \text{const}$, $U = \text{const}$ и $S = \text{const}$, то можно получить следующие равенства:

$$\left(\frac{\partial G}{\partial M} \right)_{p,T} = \left(\frac{\partial F}{\partial M} \right)_{V,T} = \left(\frac{\partial H}{\partial M} \right)_{p,S} = \left(\frac{\partial U}{\partial M} \right)_{V,S} = \varphi.$$

Таким образом химический потенциал φ является универсальной термодинамической характеристикой и играет важную роль в химически неравновесных процессах.

Преобразование неравновесного члена в уравнении движения

Полученное уравнение для описания неравновесного движения содержит под экспонентой член вида:

$$- \left(\frac{Q_p - ST}{R_{\mu} T} \right).$$

По существу, это есть один из потенциалов, отнесенный к молекулярному большому потенциалу $R_{\mu} T$ [5].

Если теперь по аналогии с преобразованиями предыдущего раздела перейти к удельным значениям, то становится по существу неважным как позиционировать Q_p .

Введем универсальную газовую постоянную вместо молярной $R = \mu \cdot R_{\mu}$, тем самым приведем числитель в значение для моля, и сам числитель будет по существу химическим потенциалом φ . Часто в литературе [6] последний член пишут в форме Аррениуса, тогда уравнение движения запишется следующим образом:

$$\frac{d\bar{\rho}v}{d\tau} = \text{div} \Pi + \frac{k+1}{k-1} P \text{grad} \ln \left(\frac{P}{(R_{\mu} T)} e^{\frac{\varphi - ST}{R_{\mu} T}} \right).$$

Далее выстроим следующую конструкцию:

1. Умножим и разделим круглую скобку на число $e^{-2,72}$;

2. Умножим и разделим предэкспонент на:

$$\frac{k+1}{k-1} E;$$

3. Введем вновь вместо R_{μ} универсальное число R ;

4. Обозначим числом

$$\xi = \frac{T}{\left(\frac{k+1}{k-1} R \right)}$$

и поместим ξ в предэкспонент и под экспоненту. Получим значение под $\text{grad} \ln$:

$$\frac{k+1}{k-1} R \cdot \frac{P}{e \cdot E} \cdot \frac{1}{R_{\mu} \xi} \cdot e^{1 - \frac{1}{\xi}}.$$

Последний двучлен известен как зависимость $\psi(\xi)$ [7]:

$$\psi = \frac{1}{\xi} e^{1 - \frac{1}{\xi}}.$$

Это нормальная функция насыщения. Далее учитывая, что

константа в круглых скобках последнего соотношения под $\text{grad} \ln$ пропадает, получаем уравнение в виде:

$$\frac{d\bar{v}}{d\tau} = \text{div}\Pi + \frac{k+1}{k-1} P \text{grad} \ln \frac{P}{R_{\mu}} \cdot \psi(\xi).$$

Теперь очевидно, что значение под логарифмом есть ни что иное как константа равновесия. Тогда окончательно записываем уравнение движения для неравновесного случая:

$$\frac{d\bar{v}}{d\tau} = \text{div}\Pi + \frac{k+1}{k-1} P \text{grad} \ln K_p.$$

Из полученного уравнения следует, что при замороженном течении второй член справа превращается в ноль и тогда само уравнение превращается в уравнение Навье-Стокса. В форме Коши [8] оно имеет следующий вид:

$$\rho \frac{d\bar{v}}{d\tau} = \text{div}\Pi.$$

Уравнение движения для неравновесного пристенного течения

Записывая уравнение Навье-Стокса в традиционной форме теперь уже с учетом неравновесного члена получаем:

$$\rho \frac{d\bar{v}}{d\tau} = -\text{grad}P + \mu \Delta \bar{v} + \frac{1}{3} \mu \text{grad} \text{div} \bar{v} + \frac{k+1}{k-1} P \text{grad} \ln K_p.$$

Раскрывая субстанциональную производную и лапласиан скорости получаем:

$$\rho \frac{d\bar{v}}{d\tau} + \rho \text{grad} \frac{\bar{v}^2}{2} + \rho [\text{rot} \bar{v} \times \bar{v}] + \text{grad} P - \frac{4}{3} \mu \text{grad} \text{div} \bar{v} + \mu \text{rot} \text{rot} \bar{v} - \frac{k+1}{k-1} P \text{grad} \ln K_p = 0.$$

Далее учитывая, что вблизи стенки по всей образующей двигателя стелется ламинарный подслои, избавляемся от роторов и ро-

тор-роторов. Тогда получаем

$$\rho \frac{d\bar{v}}{d\tau} = -\text{grad} \left(P + \frac{4}{3} \mu \frac{d\rho}{d\tau} \right) + P \text{grad} \ln K_p^{\frac{k+1}{k-1}}.$$

Именно это уравнение в совокупности с условием прилипания на стенке и условием сопровождения на оси двигателя определяют вязкое сжимаемое течение неравновесного потока продуктов сгорания по тракту двигателя. **■**

Литература

1. В.А. Князев. Гидромеханика без гипотезы псевдоотвердевания жидкой точки. Изд. LAP LAMBERT Academic Publishing, Германия, 2014.
2. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Вывод уравнения импульсов из начал термодинамики // Двигатель №3, 2016.
3. Ю.М. Кочетков. Турбулентность реальных газов. Благородное уравнение газовой динамики // Двигатель №1, 2017.
4. В.А. Кириллин, В.В. Сычев, А.Е. Шейндлин. Техническая термодинамика // М. Энергоатомиздат, 1983.
5. В.В. Сычев. Дифференциальные уравнения термодинамики // М. Наука, 1981.
6. У.Г. Пирумов, Г.С. Росляков. Газовая динамика сопел // М. Наука, 1990.
7. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Закон пси от кси // Двигатель №2, 2017.
8. Дж. Серрин. Математические основы классической механики жидкости // М. изд. Иностранной литературы, 1963.
9. А.М. Молчанов. Математическое моделирование гиперзвуковых гомогенных и гетерогенных неравновесных течений при наличии сложного радиационно-конвективного теплообмена // М. МАИ, 2017.
10. В.Ю. Гидаспов, Н.С. Северина. Некоторые задачи физической газовой динамики // М. МАИ, 2016.

Связь с автором: swgeorgy@gmail.com

P.S. Автор статьи "Турбулентность. Реновация второго начала и новый идеальный цикл", опубликованной в № 5, 2017 г., приносит извинения редакции, читателям и предлагает более корректное объяснение низких значений показателей адиабаты "k" в продуктах сгорания топлив РДТТ. Значения "k" могут зависеть от двух причин. Во-первых, высокой степени свободы молекул, что предполагает их большие и разветвленные структуры, и во-вторых, большой молекулярной массы. Судя по термодинамическим расчетам, где, в основном, в продуктах сгорания присутствуют

молекулы углекислого газа и воды, большие и разветвленные цепочки радикалов, продуктов первичного преобразования компонентов смесового твердого топлива, неустойчивы и быстро разваливаются. А вот добавленная присадка металлического алюминия в топливо дает высокие значения молекулярной массы конденсированных частиц окиси алюминия.

Исправления не влияют на общие выводы статьи.

Автор благодарит Анатолия Петровича Тишина за ценное замечание.

ИНФОРМАЦИЯ

Термоэлектрические генераторы (ТЭГ) известны давно и являются перспективной технологией получения электрической энергии из тепла, выбрасываемого в окружающую среду, например, с выхлопными газами автомобилей или ПГУ.

ТЭГ вырабатывают электрический ток при условии, когда их одна сторона нагрета сильнее, чем другая, причём все существующие ТЭГ работают только на высоких температурах. Однако, недавно специалистам из университета Осаки совместно с инженерами компании Hitachi удалось получить новый материал, способный эффективно работать при низких, "комнатных" температурах.

Исследователи соединили кремний с иттербием и получили силицид иттербия (YbSi₂). Большинство соединений иттербия хорошо проводят электричество и силицид иттербия не является токсичным материалом. Кроме этого, материал обладает уникальным свойством, называемым колебани-

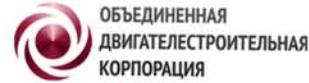
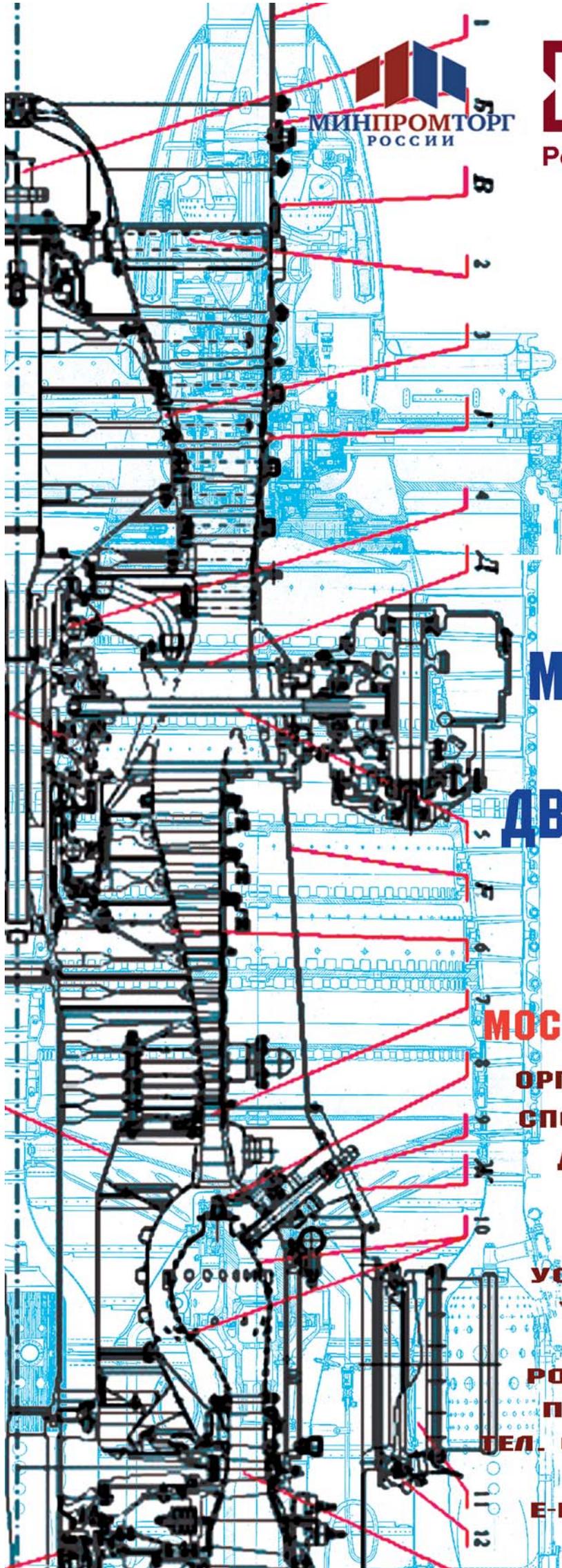
ями валентности. Дело в том, что часть атомов иттербия, входящих в состав YbSi₂, имеют валентность +2, а другая часть - +3. При этом в материале постоянно происходит "колебательный эффект", называемый резонансом Кондо, когда валентность атомов начинает изменяться от одного значения к другому и наоборот. Все это увеличивает значение коэффициента Сибека и обеспечивает достаточно сильный термоэлектрический эффект при комнатной температуре.

Еще одним преимуществом YbSi₂ является его необычная "слоистая" структура. Атомы иттербия формируют кристаллографические плоскости, подобные тем, которые существуют в чистом металле. Атомы же кремния формируют листы с шестиугольной решеткой, напоминающие графит, расположенные между кристаллографическими плоскостями иттербия. Такая структура эффективно снижает удельную теплопроводность материала. Ещё большего подавления

теплопроводности можно добиться путем введения в материал дефектов, примесей и создания наноразмерных структур.

Проведённые эксперименты показали, что у нового материала коэффициент мощности при комнатной температуре сопоставим с аналогичным показателем самых эффективных термоэлектрических материалов на основе токсичного теллурида висмута, работающего при всём этом на высокой температуре. Теперь появилась надежда, что в скором времени термоэлектрические генераторы получат широкое применение, а тепловая энергия, ранее выбрасываемая в атмосферу, будет преобразована в электроэнергию, повышая тем самым общий к.п.д. системы. **■**





МЕЖДУНАРОДНЫЙ ФОРУМ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ 2018

4-6 АПРЕЛЯ

МОСКВА, ВДНХ, ПАВИЛЬОН 75

ОРГАНИЗАТОР И ГЕНЕРАЛЬНЫЙ
СПОНСОР АО "ОБЪЕДИНЁННАЯ
ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНАЯ
КОРПОРАЦИЯ"

АО ОДК - 10 ЛЕТ

УСТРОИТЕЛЬ - АССОЦИАЦИЯ
"СОЮЗ АВИАЦИОННОГО
ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ"

РОССИЯ, 105118, МОСКВА,
ПРОСПЕКТ БУДЁННОГО, 19

ТЕЛ. (495) 366-18-94, 366-85-22,

366-79-38, 366-45-38

E-MAIL FORUM@ASSAD.RU

WWW.ASSAD.RU

ТРИДЦАТЬ ТРИ ГОДА В РАКЕТНОЙ ТЕХНИКЕ: УСПЕХИ, РАЗНОГЛАСИЯ, КОНФЛИКТЫ

Вячеслав Фёдорович Рахманин,
Лауреат Государственной премии СССР, к.т.н.

(Продолжение. Начало в 4-6 - 2015, 1-6 - 2016, 1-6 - 2017)

СОЗДАНИЕ ГЛОБАЛЬНЫХ РАКЕТ, РАЗРАБОТКА РАКЕТЫ Н1

В окружающей нас природе практически каждое возникающее воздействие на внешнюю среду вызывает соответствующее противодействие. Этот естественный закон существования живой природы распространяется и на человеческое общество. Уже на начальной стадии его формирования появились средства нападения и средства защиты: говоря в обобщённом плане - меч и щит. В течение тысячелетий существования человека одним из главных направлений технического, а затем научного прогресса являлось совершенствование вооружения и средств защиты. В XX веке появление очередного "меча" - баллистических ракет с ядерными боеголовками привело к созданию соответствующего "щита" - противоракетной обороны (ПРО).

Научно-технический прогресс позволил создать средство контроля полёта баллистической ракеты уже на начальном участке и по её траектории определять довольно точно место падения боеголовки. Это дало возможность разрабатывать эффективные средства для уничтожения летящих ракет или боеголовок на этапе их движения к цели поражения. Соответственно, успехи в создании средств эффективного противодействия ракетному нападению вызвали дальнейшее развитие ударных средств, способных успешно преодолевать существующую ПРО.

Одним из таких способов стал полёт ударной ракеты не по баллистической траектории, а по низким орбитам с неожиданным для противника торможением и последующим падением боеголовки на избранную цель. Движение ударной ракеты по низкой орбите высотой около 150 км позволяет обнаружить её средствами ПРО на расстоянии 500...600 км, что при скорости движения ракеты не даёт возможности использовать эффективные средства ПРО. Кроме этого, достоинством орбитального движения в отличие от баллистического полёта является то, что оно позволяет наносить удары с неожиданного направления. Всем хорошо это глобальное оружие, кроме точности попадания в цель. Но и для устранения этого недостатка были найдены эффективные способы повышения точности поражения цели.

В СССР глобальные ракеты разрабатывались в 60-х годах прошлого века в ОКБ-1 под руководством С.П. Королёва и в ОКБ-586 под руководством М.К. Янгеля.

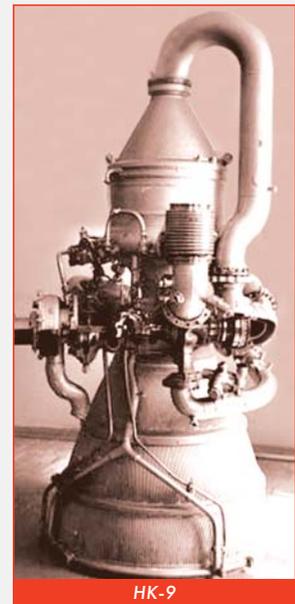
Начнём с работ ОКБ-1. В сентябре 1962 г. вышло правительственное Постановление о разработке глобальной ракеты ГР-1 с началом ЛКИ в третьем квартале 1963 г. Для создания такой ракеты можно было бы использовать ракету Р-9А, оснастив её третьей ступенью с двигателем 8Д726, разрабатываемым в двигательном отделении ОКБ-1 под руководством М.В. Мельникова. Это был наиболее короткий путь создания глобальной ракеты, т.к. её основа - ракета Р-9А к этому времени практически была уже готова. Но Королёв принял другое решение. Он решил всё-таки реализовать свою идею использования на ракете двигателей НК-9. Что двигало тогда Сергеем Павловичем? Доказать состоятельность своего предложения использовать на ракете Р-9А двигатели НК-9 или выполнить свои обещания Н.Д. Кузнецову применить двигатели разработки его ОКБ на ракете, разработанной в ОКБ-1? Такое реше-

ние, стоящее сотни миллионов рублей, может показаться безответственным. Но для людей, творящих историю и создающих крупные государственные проекты, доказательство своей правоты зачастую превалирует над другими доводами, включая затраты дополнительных государственных средств.

Создание ракеты ГР-1 началось в ОКБ-1 с разработки эскизного проекта, завершённого в мае 1963 г. В соответствии с этим проектом ракета ГР-1 состояла из трёх ступеней: на первой ступени устанавливалось четыре двигателя НК-9 суммарной тягой около 150 тс, на второй ступени - один двигатель НК-9, на третьей ступени - двигатель 8Д726 тягой 6,8 тс. Однако из-за возникших сложностей с разработкой двигателя НК-9 начало проведения ЛКИ было перенесено на более поздние сроки, а затем в 1964 г. в связи с неотработанностью двигателя НК-9 проект глобальной ракеты был закрыт.

Но в юбилейном выпуске книги "РКК "Энергия" имени С.П. Королёва, 1946-1996 гг." причина закрытия проекта ГР-1 трактуется иначе: "В 1964 г. работы по ГР-1 были прекращены из-за принятых СССР международных обязательств по использованию космического пространства для размещения в нём оружия". Если авторы этой книги имели в виду "Договор о нераспространении оружия массового уничтожения в космосе", то он на ракету ГР-1 не распространялся - она не относилась к космическим, т.к. не делала полного оборота вокруг Земли, а договор ОСВ-2 был заключён позднее - в июне 1979 г. Так что указанная в книге причина прекращения работ по ракете ГР-1 является неуклюжей попыткой спрятать настоящую причину - крушение надежды руководства ОКБ-1 всё-таки использовать в своей ракете так полюбившийся двигатель НК-9.

Однако ракета для нанесения ядерного удара по территории США со стороны южного полушария Земли в СССР была создана. Параллельно с ОКБ-1 такое же поручение в апреле 1962 г.



НК-9



Ракеты ГР-1 на параде 7.11.1965 г.

было дано ОКБ-586. Для выполнения этого поручения Главный конструктор ОКБ-586 Янгель выбрал вариант исполнения, отвергнутый Королёвым - использовать в качестве базового образца уже имеющуюся боевую ракету из семейства ракет Р-36.

Эскизный проект новой ракеты был завершён в декабре 1962 г. На двухступенчатую баллистическую ракету Р-36 устанавливалась третья ступень с двигателем 8Д612 (разработка КБЮ), тормозящим моноблочную боеголовку для попадания в цель. Ракета получила обозначение Р-36орб (в отличие от принятого в ОКБ-1 наименования "глобальная ракета" в ОКБ-586 такая ракета называлась "орбитальной").

ЛКИ ракет Р-36орб начались в декабре 1965 г., на вооружение ракеты была принята в 1968 г., всего было развёрнуто 18 шахтных пусковых установок. Орбитальная ракета была снята с вооружения в 1983 г. в соответствии с принятым соглашением ОСВ-2.

Неудача ОКБ-1 с разработкой глобальной ракеты ГР-1 стала предтечей драматической главы в истории отечественного ракетостроения - создания сверхмощной космической ракеты Н1. Эта разработка была прекращена в мае 1974 г. после четырёх аварийных пусков ракет и в связи с бесперспективностью продолжения дальнейших работ. Закрытие проекта "Н1" стало практически фактическим признанием утраты приоритета СССР в мировой космонавтике.

Значительные исторические события, как правило, обрастают легендами. Не осталась в этом отношении в стороне и история развития ракетно-космической техники. Этому в немалой степени содействовала её закрытость на протяжении многих лет. И когда в начале 90-х годов прошлого века были сняты цензурные ограничения, в том числе и с публикаций по ракетно-космической тематике, многие восприняли это как вседозволенность высказывать произвольные суждения, не неся никакой ответственности за преднамеренное или неумышленное искажение фактов и необоснованные обвине-

ния отдельных лиц и даже организаций в злонамеренных поступках.

В печати наряду с исторически достоверными публикациями появилось множество домыслов и вымыслов. Одной из популярных тем таких публикаций стала история создания грандиозной ракеты Н1 и последующие события по прекращению этих работ. Не утруждая себя поисками документов, отражающих происходившие события, некоторые журналисты, а ещё большее количество людей, считающих себя причастными к созданию космической техники, во все тяжкие устремились рассказывать "правду" о тщательно замалчиваемой в 60-е - 70-е годы драматической странице истории советской космонавтики. Эти рассказы должны были по замыслу их авторов снять завесу таинственности с истории создания РН Н1 и объяснить причину провала отечественной Лунной программы.

В докладах на различных чтениях, конференциях, симпозиумах, а также в газетных и журнальных статьях, в книгах воспоминаний об истории развития отечественной ракетно-космической техники эта легенда имеет ряд инвариантов, отличия которых заключаются в подробностях излагаемых событий, однако эти различия не имеют принципиального значения и в осреднённом виде идеологическая линия легенды имеет следующий вид.

Во время разработки носителя Н1, предназначенного для посещения советскими космонавтами Луны, С.П. Королёв рассчитывал, что созданием ракетных двигателей займётся В.П. Глушко, его постоянный партнёр по разработке ЖРД. Однако Глушко неожиданно отказался и этим подвёл Королёва, который после такого отказа вынужден был обратиться за помощью к генеральному конструктору авиационных двигателей Н.Д. Кузнецову. Несмотря на активные противодействия Глушко, двигатели были разработаны, но накануне установки усовершенствованных двигателей в ракету Н1 № 8Л, предназначенную для 5-го пуска (о предыдущих 4-х аварийных пусках обычно скромно умалчивается), Глушко, заменивший в то время В.П. Мишина в должности Главного конструктора ракетного ОКБ, закрыл тему Н1.

В этой легенде упомянуты практически все события, действительно происходившие в период разработки и прекращения работ по РН Н1. Однако отсутствует причинно-следственная связь, временная последовательность событий, мотивы поступков участников и опущены важные подробности, в принципе меняющие акценты излагаемых в легенде событий. Кроме того, в самой легенде на мой взгляд заложено противоречие. С одной стороны, раз утверждает, что Глушко своим отказом разрабатывать двигатели для Н1 подвёл Королёва, то можно сделать вывод, что при участии Глушко всё получилось бы хорошо. Но за этим стоит недоверие к техническим способностям Кузнецова заменить Глушко в роли разработчика двигателей. И в то же время утверждается, что Глушко неправоммерно "закрыл" тему Н1 в тот момент, когда Кузнецов добился необходимой надёжности двигателей. Противоречие относится к оценке работы Кузнецова, что же касается Глушко, то он виноват в любом случае. Прямо по пословице: "И в шапке дурак, и без шапки дурак".

Несмотря на указанные недостатки, легенда канонизировалась временем, к моему великому сожалению, в книгах авторитетнейших в среде ракетно-космического сообщества Б.Е. Чертока и Ю.А. Мозжорина. Фамилии менее авторитетных авторов не будем упоминать. В книге Чертока "Ракеты и люди" эти события излагаются автором следующим образом: "Противоречия между Королёвым и Глушко во взглядах на перспективу развития тяжёлых носителей к этому времени обострились. Глушко оказался вначале оппонентом, а затем и открытым противником Королёва при выборе компонентов топлива для новых ЖРД. Все предложения ОКБ-1 предусматривали использование для первой ступени новой тяжёлой ракеты ЖРД на жидком кислороде и керосине. [...] Однако, несмотря на богатый опыт, который накопили Глушко и его коллектив с 1946 г. по созданию кислородно-керосиновых двигателей... Глушко упорно предлагал для будущей тяжёлой ракеты использовать ЖРД большой тяги на высококипящих компонентах - азотном тетроксиде (АТ) и несимметричном диметилгидразине (НДМГ).

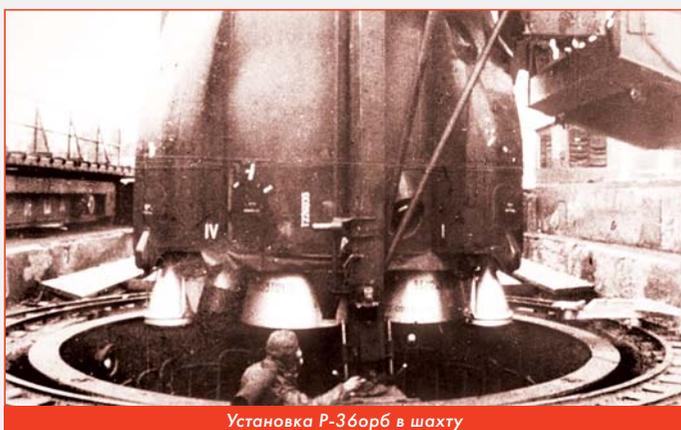
[...] При обсуждении проблем двигателей для первой ступени ракеты Н1 Глушко на всех уровнях заявлял, что для его организации



Р-36орб на стартовом столе



Уход Р-36орб со стартового стола



Установка Р-36орб в шахту

не составит особого труда разработать двигатели тягой до 600 тс на топливе АТ и НДМГ. В то же время создание двигателя такой размерности на кислороде и керосине, по мнению Глушко, было связано с неприемлемо длительными сроками".

В книге второго автора "Так это было" события по выбору двигателя и топлива для ракеты Н1 излагаются так: "Главный и постоянный помощник С.П. Королёва по двигательным установкам В.П. Глушко вдруг отказался разрабатывать мощные, в 600 тс, двигатели на жидком кислороде и керосине, которые задавал головной разработчик - С.П. Королёв. Валентин Петрович из верного последователя применения жидкого кислорода в качестве окислителя стал сторонником использования азотного тетроксиде. Он усиленно рекомендовал Королёву свой двигатель в 600 тс, который по срокам разработки и размерности удачно подходил к носителю Н1. Сергей Павлович на заседаниях Совета Главных конструкторов резко возражал против этого... Спор двух маститых конструкторов втянул в свою орбиту крупных учёных и конструкторов во главе с президентом Академии Наук СССР М.В. Келдышем. Комиссия поддержала Королёва, считая его доводы обоснованными. Валентин Петрович не согласился с мнением комиссии. В результате продолжительного и безрезультатного обмена мнениями с Глушко Сергей Павлович привлёк для работы над ЖРД видного конструктора турбореактивных двигателей Николая Дмитриевича Кузнецова, задав ему, новичку в области ракетной техники, разработку двигательной установки на жидком кислороде и керосине тягой в 150 тс... Несмотря на мнение головного разработчика РН С.П. Королёва и позицию большинства причастных к проекту, В.П. Глушко упорно продолжал настаивать на своём... [...] Несмотря на то, что двигатель в 600 тс на азотном тетроксиде и НДМГ не имел своего потребителя, Глушко продолжал его разрабатывать...".

Чувствуется, что этот фрагмент истории написан уважаемым Ю.А. Мозжориним по памяти, а т.к. книга вышла в 2000 г., то он основывался на существующей легенде. Действительно, под руководством В.П. Глушко в 60-х годах велась разработка двигателя 8Д420 на компонентах топлива АТ и НДМГ тягой 640 тс, но это делалось не по прихоти Глушко, а в соответствии с правительственным Постановлением от 26.06.1962 г. № 631-257 и приказом ГКОТ от 18.07.1962 г. № 434, и вовсе не для РН Н1. Этот двигатель предназначался для первой ступени космической ракеты УР-700, разрабатываемой в ОКБ-52 главным конструктором В.Н. Челомея.

Имеются и другие "свидетельства неблаговидной деятельности" Глушко по отношению к разработке РН Н1, а также по его рекомендациям применить другие перспективные компоненты ракетного топлива.

Известный исследователь творческого наследия Королёва Г.С. Ветров в книге "С.П. Королёв и его дело" (Москва, "Наука", 1998 г.) в своих комментариях к публикуемому им документам за подписью Королёва утверждает: "Дело в том, что В.П. Глушко был противником внедрения так называемой замкнутой схемы ЖРД для носителя Н1, которая позволяла добиться эффективности, близкой к теоретической". И далее в этом же абзаце: "Двигатель на компонентах кислород + НДМГ создать так и не удалось". А откуда же в таком случае появился двигатель 8Д710 (РД-119), многие годы отработавший на этом топливе в составе второй ступени РН "Космос-2"? И как быть с моим производственным опытом разработки с января 1960 г. в ОКБ-456 двигателей с дожиганием генераторного газа? И все варианты двигателей в эскизном проекте для ракеты Н1 выполнены по схеме с дожиганием! Вот так одним росчерком пера внесены нужные автору "поправки" в историю ракетной техники.

Искажение истории выбора двигателей для РН Н1, которая будет изложена на документальной основе в предлагаемой читателю

статье, а также сведений о разработке двигателя тягой 600 тс вызвали у меня закономерные сомнения в достоверности и других приведённых в книге фактов, что очень меня огорчило. Воспоминания людей уровня Б.Е. Чертока, Ю.А. Мозжорина, Г.С. Ветрова являются "хлебом" для нас, рядовых историков отечественной ракетно-космической техники, для которых всё ещё малодоступны пласты технических документов, пылящихся в архивах под грифом "секретно" и "сов.секретно".

Изначальным предназначением ракет в представлении человечества были полёты в космическое пространство, в иные миры. Фактически же практическим началом использования принципа реактивного движения стало создание боевого оружия. Но не будем исследовать историю ракетного вооружения, сосредоточимся на работах советских конструкторов ракетной техники.

К интересующему нас 1960 г. в СССР были разработаны так называемые ракеты дальнего действия Р-1, Р-2, Р-5М, Р-11 и МБР Р-7. Королёв, главный конструктор этих ракет, успешно использовал двойное назначение ракетной техники: при замене боеголовки ракета использовалась для запуска высотных зондов (ракеты Р-1 - Р-11) или космических аппаратов - ракета Р-7. Успешная работа по боевой тематике позволила Королёву ещё на стадии разработки ракеты Р-9А приступить к воплощению своей мечты - созданию ракеты тяжёлого класса для полётов в дальний космос. Авторитет Королёва в тот период времени был настолько велик в правительственных кругах и лично у Н.С. Хрущёва, что ему не составило большого труда при активной поддержке академика Келдыша в мае 1959 г. в докладной записке, направленной в правительство, обосновать необходимость создания мощной космической ракеты без конкретного изложения программы её использования. Создание такой ракеты по замыслу авторов должно было существенно расширить возможности советской науки и закрепить ведущее в мире положение СССР в исследовании планет и межпланетного пространства.

Эта инициатива была поддержана выходом Постановления правительства от 23 июня 1960 г. Оно имело заголовок "О создании мощных ракет-носителей, спутников, космических кораблей и освоении космического пространства в 1960 - 67 годах". Постановление наметило широкий фронт работ в космической отрасли. Нас же интересует только создание тяжёлого носителя, вошедшего в историю отечественного ракетостроения под обозначением Н1. Причина замены привычной буквы "Р" (ракета) на букву "Н" мне не известна. В мемуарных статьях встречалось два толкования: первое: Н1 - "Наука-1", второе: Н1 - "Носитель первый". Думается, что оба варианта названия - мнение авторов мемуаров.

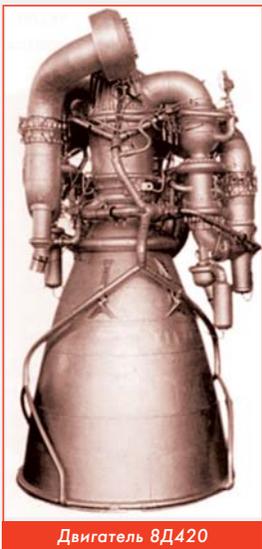
Этим постановлением определялась кооперация исполнителей по созданию в течение 1961-1963 гг. новой мощной ракеты-носителя Н1, которая должна обеспечивать выведение на околоземную орбиту искусственного спутника Земли (ИСЗ) массой 40...50 т и разгонять до второй космической скорости полезную нагрузку массой 10...20 т. Вторым этапом планировалось на базе этой ракеты создать в течение 1963-1967 гг. носитель, выводящий на орбиту ИСЗ груз массой 60...80 т и разгоняющий до второй космической скорости аппараты массой 20...40 т.

В этом постановлении обращает на себя ряд моментов:

- общая длительность разработки определена в 7 лет, т.е. в основу положено принятое Н.С. Хрущёвым семилетнее планирование вместо сталинских пятилеток;
- окончание работ приурочено к 1967 г. - 50-летию Октября-



УР-700



Двигатель 8Д420

кой революции, что сказалось на развитии последующих событий.

На примере этого постановления можно дать характеристики принимаемым в то время правительственным решениям. Напомним, что вся переписка и предложения главных конструкторов касались создания мощного космического носителя для дальнейшего развития отечественной космонавтики, в тексте же постановления указывалось, что ракета Н1 предназначается для решения ряда военных задач в околоземном космическом пространстве. Задачи научно-хозяйственного плана, такие как зондирование земной поверхности, создание глобальной связи, запуск автоматических космических аппаратов к планетам Солнечной системы, исследование и посещение человеком Луны являлись вторичными. Такое построение очередности задач вытекало из того, что необходимые средства и ресурсы можно было получить лишь для укрепления обороноспособности страны, всё остальное финансировалось по остаточному принципу. В дальнейшем сама жизнь расставляла акценты по использованию имеющихся ракет. Так, боевая межконтинентальная ракета Р-7 некоторое время параллельно использовалась как космическая ракета "Спутник" и далее на базе Р-7 были созданы РН "Молния", "Союз" и т.д. Разрабатываемая как боевая ракета тяжёлого класса УР-500 с первых же лётных пусков превратилась в РН "Протон". Также на базе боевых ракет Р-12, Р-14, Р-36 были созданы космические РН "Космос-2", "Космос-3М", "Циклон-2" и "Циклон-3". И для всех этих ракет изначальное финансирование выделялось применительно к созданию боевых ракетных комплексов. Вообще же любая жидкостная ракета, являясь средством доставки груза, рассматривается как изделие двойного назначения: если в головной части практически у одной и той же ракеты расположен боезаряд - это боевая ракета, если космический аппарат - космический носитель.

И ещё одна особенность, характерная для постановлений, подобных рассматриваемому. Они, как правило, юридически оформлялись предложения, внесённые в правительство главными конструкторами. Практически каждое из таких постановлений начиналось словами: "Принять предложения..." и далее следовал перечень министерств (с указанием в скобках фамилии министра), НИИ и ОКБ (фамилии директора и главного конструктора), АН СССР (фамилия президента АН). Затем приводились основные тактико-технические требования и характеристики разрабатываемого изделия и кооперация разработчиков и изготовителей с указанием фамилий главных конструкторов и директоров заводов. Всё чётко и предельно ясно. Все указанные в Постановлении от 23 июня 1960 г. величины масс выводимых полезных грузов и сроки проведения работ были названы будущими исполнителями этого постановления. Так что за выявленные в процессе проведения работ ошибки в определении указанных сроков и масс выводимых нагрузок несёт ответственность не подписавший постановление Н.С. Хрущёв, а С.П. Королёв и члены возглавляемого им Совета главных конструкторов.

Для обсуждения технических характеристик проекта новой ракеты сверхтяжёлого класса, предназначенной для решения широкой программы космических исследований и других задач, в дополнение к главным конструкторам - разработчикам ракетных систем и наземной инфраструктуры - были привлечены руководители промышленности, специалисты научных организаций и военные, всего 87 человек. Собрание состоялось 23 сентября 1960 г. на космодроме. В собрании приняли участие К.Н. Руднев, С.П. Королёв, В.П. Глушко, Н.А. Пилюгин, М.С. Рязанский, В.И. Кузнецов, В.П. Бармин, А.М. Исаев, Н.Д. Кузнецов, С.А. Косберг, А.Ф. Богомолов, А.Г. Мрыкин, К.Д. Бушуев и др.

По установившейся традиции, подчёркивающей равенство всех постоянных членов кооперации, на собрании председательствовал поочередности один из Главных конструкторов. На этот раз собрание вёл В.П. Глушко.

Собравшиеся заслушали информацию С.П. Королёва: "О ходе эскизной разработки комплексной ракетной системы первого этапа (объект Н1)". Последующие выступления участников совещания составили широкий спектр предложений по конструкции и компонентам топлива будущей ракеты. Ниже приводятся в тезисной

форме выступления некоторых участников совещания.

В.П. Глушко. Представленные технические материалы являются итогом серьёзной, всеобъемлющей эскизной проработки носителя Н1. В предлагаемой схеме наличие силового каркаса позволяет использовать возможность кольцевой компоновки двигателей. Но наряду с этим целесообразно проработать вариант объединения баков с блоками двигателей, т.к. это даёт экономию веса за счёт исключения силового каркаса. Схема носителя из-за отказа от несущих баков предусматривает применение бустерных преднасосов, что приводит к увеличению веса изделия.

Следует однозначно решить вопрос о применении топлива АК-27+НДМГ на первой ступени и O_2 +НДМГ на второй и третьей ступенях. НДМГ является наиболее эффективным горючим как с АК-27, так и O_2 по удельному импульсу тяги, по стабильности рабочего процесса, упрощению и надёжности запуска.

В настоящее время ОКБ-456 может взяться за разработку однокамерного двигателя тягой 100 тс для первой и второй ступеней Н1. Можно создать камеры тягой до 300 тс, но это потребует значительного удлинения сроков. Согласен с предложением об использовании в дальнейшем двигателей на O_2 + H_2 на второй и третьей ступенях по мере отработки таких двигателей.

ОКБ-456 считает правильным выбранный стартовый вес ракеты 2000...2300 т и согласно разрабатывать двигатели для Н1.

Н.А. Пилюгин. Высказывается за применение высококипящего топлива на первой ступени Н1, что значительно упростит эксплуатацию изделия: накопление и хранение топлива, возможность заправки задолго до старта и т.д.

В.П. Бармин. Высказывается за применение НДМГ в качестве горючего, при этом двигатели первой ступени целесообразно разрабатывать в двух вариантах: на топливе O_2 +НДМГ и АК-27+НДМГ.

М.В. Келдыш. Доводы Глушко о максимальном рубеже по тяге в одной камере 100 тс неубедительны. Вопрос о создании больших камер должен быть решён совместно специалистами ГКОТ и ГКАТ.

А.М. Исаев. Предлагает принять участие в создании двигателей на АК-27+НДМГ.

Н.Д. Кузнецов. Двигатели необходимо создавать по замкнутой схеме, что теперь является не риском, а технически выполняемой задачей, хотя и сложной в инженерном отношении. О размерности камер: принципиальная возможность создания камер на 100 тс и 150 тс одинакова, отличия технологического характера, для камер на 150 тс нет оборудования (вакуумных печей и др.) Относительно рационального числа камер в одном двигателе серьёзного анализа не проводилось. Сейчас не ясно, что лучше с точки зрения надёжного функционирования: много малых камер или меньшее число мощных камер. Система защиты двигательной установки путём отключения аварийных камер - ложный путь, нужно повышать надёжность агрегата.

Современный уровень двигателестроения не позволяет быстро (за 1-2 года, как это требуется для изделия Н1) создать мощные камеры тягой 200...600 тс. Поэтому нужно в заданные сроки создавать камеры тягой 100 тс, 125 тс, 150 тс. В последствии, если будут созданы камеры тягой в 300 тс и более, их на Н1 не применять, т.к. это потребует дополнительной отработки всего изделия. Так как начальный вес изделия в 2000 т не предел, будут создаваться более тяжёлые носители и для них потребуются камеры 300...600 тс. Об этом нужно думать сейчас и вести проектные проработки, создавать производственную базу с тем, чтобы подготовиться к обеспечению перспективных носителей мощными двигателями.

Выбор компонентов топлива необходимо сделать в ближайшие 2-3 месяца и вести работу без дублирования основного направления.

Что касается планов ОКБ-276, то считаем целесообразным взяться за разработку двигателя для третьей ступени Н1.

Л.А. Гришин. На первой и второй ступенях следует применять топливо АК-27+НДМГ, т.к. оно работает "мягче" и позволяет создавать более надёжные двигатели.

С.А. Косберг. На первой ступени целесообразно применять АК-27+НДМГ. Тяга одной камеры должна быть как можно больше,

чтобы иметь меньшее число камер. Это будет способствовать повышению надёжности. Аварийную защиту путём выключения одной из камер считает ошибочным предложением, т.к. аварийная камера, как правило, взрывается и разрушает соседние. Считает, что в настоящее время в кислородно-керосиновом двигателе замкнутой схемы получить удельный импульс тяги в пустоте 345 единиц не удастся, над этим ещё придётся долго работать. Для изделия Н1 ОКБ-154 готово разработать двигатель третьей ступени.

А.Г. Мрыкин: *"Прошу разрешения поставить следующие вопросы: для каких целей предназначены разрабатываемые тяжёлые корабли и каково их применение для военных целей? Считаю необходимым также определение научных целей корабля"*. В отношении выбора топлива высказался за высококипящие окислители и поддержал выступление Н.Д. Кузнецова и С.А. Косберга в части проведения работ по созданию мощных камер.

В заключительном выступлении Королёв отметил следующее:

1. По существу прошёл семинар Главных конструкторов.
2. Если принять предложение Глушко о создании двигателей тягой 100 тс, то Н1 не имеет двигателей - в два ряда располагать невозможно.
3. Не вижу перспектив создания мощных - 300...600 тс - двигателей, но если они появятся, будем искать им применение.
4. Использование НДМГ для боевых ракет не целесообразно, однако для первой ступени Н1 целесообразно применить АК-27+НДМГ.
5. От Министерства обороны ОКБ-1 ждёт предложений о военном применении ракеты Н1.

После заключительного выступления было принято решение: *"Принять к сведению информацию главного конструктора ОКБ-1 т. Королёва С.П. "О ходе эскизной разработки комплекса ракетной системы первого этапа (объекта Н1)" и рекомендовать ОКБ-1 выдать исполнителям технические задания"*.

Здесь уместно сказать, что предложение Глушко использовать высококипящее топливо основывалось на успешном опыте отработки двигателей на АК-27+НДМГ для ракет Р-14 и Р-16 ОКБ Янгеля, в то время как доводка двигателей на кислороде с керосином для королёвских ракет Р-7 и особенно Р-9А была трудоёмкой и заняла длительный период времени. Это было общеизвестно и нашло своё отражение в выступлениях участников совещания Главных конструкторов.

Большинство выступивших на совещании высказались за применение на первой ступени топлива АК-27+НДМГ, это же отметил, подводя итоги совещания, и Королёв. Но спустя неделю, 01.10.60 г. ОКБ-1 направило в ОКБ-456 на согласование техническое задание (ТЗ) на разработку двигателей для первой и второй ступеней ракеты Н1, которое отличалось от мнения большинства участников совещания. Видимо, "на миру" Королёв не решился стать в оппозицию авторитетным специалистам ракетной техники и развязать дискуссию. Свою линию он решил проводить в традиционно принятом порядке - выпуском ТЗ на разработку двигателей.

В направленном в ОКБ-456 на согласование ТЗ предлагалась разработка двигателей тягой 150 тс в двух вариантах:

1. Двигатель на O_2 +НДМГ для первой и второй ступеней (основной вариант).
2. Двигатель на АК-27+НДМГ для первой ступени (дублирующий вариант).

Первоочередными работами считалась разработка основного варианта двигателя с поставкой первого лётного комплекта во втором полугодии 1962 г. Работы по дублирующему варианту проводить во вторую очередь.

На первую ступень ракеты устанавливалось 24 двигателя.

ОКБ-456 приняло полученное ТЗ в проработку. Аналогичное ТЗ на разработку двигателей на кислородно-керосиновом топливе практически в тот же день было направлено генеральному конструктору ОКБ-276 Н.Д. Кузнецову, при этом, в отличие от ТЗ для ОКБ-456, на двигатели всех трёх ступеней. Этим рядовым, незначительным на первый взгляд решением, Королёв заложил "мину" под дальнейшую совместную работу с Глушко. А пока Глушко активно

участвовал в выборе компонентов топлива и других работах как основной разработчик двигателей для ракеты Н1.

О результатах проработки полученного ТЗ и свои предложения Глушко сообщил Королёву в письме от 25.11.1960 г. Из текста письма приведём только вопросы, касающиеся выбора топлива. ОКБ-456 считает целесообразным вести разработку обеих ступеней и просит ОКБ-1 направить в ОКБ-456 ТЗ на разработку дублирующего двигателя на топливе АК-27+НДМГ и для второй ступени, с целью унификации двигателей.

Расчётно-конструкторская проработка однокамерных двигателей с тягой 150 тс у Земли (при давлении в камере 150 атм) в ОКБ-456 показала, что двигатели на АК-27 по сравнению с кислородными будут иметь большую надёжность благодаря работе на менее напряжённом режиме. У кислотного двигателя давление на выходе из насосов окислителя и горючего ниже, чем у кислородного на 34 атм и 20 атм соответственно, температура в камере ниже на 500 °С. Кроме того, целесообразность одновременной разработки двигателей на топливах O_2 +НДМГ и АК-27+НДМГ представляется безусловной, поскольку это делает менее вероятными серьёзные задержки с разработкой двигателей по новой схеме на столь высокие параметры. Поэтому до получения первых надёжных результатов стендовых испытаний экспериментальных двигателей не представляется возможным однозначно отдать предпочтение одному из рассматриваемых топлив.

Проведённое 24.9.60 г. совещание Главных конструкторов с участием руководящего состава различных ведомств показало высокую эффективность такого мероприятия. Это послужило основанием провести 31.01.61 г. очередное совещание расширенного состава, включая Главных конструкторов и ведущих специалистов ОКБ ракетной промышленности, а также представителей партийных и государственных органов, военных и академических НИИ.

В совещании приняли участие: С.П. Королёв, В.П. Глушко, В.П. Бармин, М.С. Рязанский, А.Ф. Богомолов, В.И. Кузнецов, С.А. Косберг, М.В. Келдыш, Б.Н. Петров, А.Ю. Ишлинский, Д.Е. Охочимский, С.А. Зверев, Б.А. Строганов, К.А. Керимов, В.А. Боков, Л.А. Воскресенский, Б.Е. Черток, С.С. Крюков и др. Совещание проходило под председательством В.П. Бармина.

Ниже в тезисном изложении приводятся выступления некоторых участников совещания.

Основную информацию о состоянии дел с работами по ракете Н1 сделал С.П. Королёв.

С.П. Королёв. На совещании в сентябре 1960 г. ОКБ-1 было поручено провести проработку носителя Н1 с использованием двигателей разработки ОКБ-456, ОКБ-276, ОКБ-154, ОКБ-165 на компонентах топлива O_2 +керосин, O_2 +НДМГ, АК-27+НДМГ. Дополнительно в ОКБ-1 проведена проектная проработка носителя с предложенными ОКБ-456 двигателями на топливе АТ+НДМГ.

Многоблочная схема Н1 с 30-ю баками на первой и второй ступенях ОКБ-1 отклонена. Моноблочная схема определена как предпочтительная, дающая выигрыш в полезной нагрузке до 5 тонн.

В ОКБ-276 проведены эскизные проработки двигателей с тягой 170 тс, 300 тс и 600 тс на топливе O_2 +керосин. В ОКБ-1 проработаны компоновки носителя Н1 с двигателями тягой 600 тс, результаты признаны неудовлетворительными.

В.П. Глушко. ОКБ-456 провело проектную проработку двигателей тягой 150 тс для первой и второй ступеней на топливе O_2 +НДМГ и АК-27+НДМГ. Предпочтение следует отдать азотно-кислотному двигателю, т.к. вес полезной нагрузки мало отличается от случая применения кислородных двигателей. Проработан третий вариант двигателя на топливе АТ+НДМГ и он оказался самым предпочтительным. Прирост удельного импульса тяги по сравнению с АК-27 составил 13 с у земли для первой ступени и 15 с - для второй ступени. Далее выступающий подробно изложил эксплуатационные и стоимостные характеристики и сделал предложение рассмотреть двигатель на АТ+НДМГ в качестве третьего варианта для первой и второй ступеней носителя Н1 и высказал уверенность, что это будет основной вариант двигателя.

М.В. Келдыш. Рассматриваемые варианты топлива обеспечи-

вают примерно равную полезную нагрузку. Отличия незначительные. В связи с этим, критерием выбора топлива должны быть экономические показатели и эксплуатационные условия. При разработке эскизного проекта должен быть проведён серьёзный анализ выбираемого топлива по указанным критериям.

В.П. Бармин. Условия хранения топлива обеспечивают практически постоянную температуру, так что использование АТ вполне реально. При выборе компонентов топлива необходимо принимать во внимание их стоимость и удобство эксплуатации.

Л.А. Воскресенский. Материалы показывают, что рассматриваемые топлива не оказывают существенного влияния на величину полезной нагрузки носителя Н1. Поэтому топливо нужно выбрать из соображения удобства эксплуатации и экономики. По нашему мнению, по этим критериям наиболее рациональным является пара O_2 +керосин.

И.И. Райков. Полезная нагрузка от предложенных топлив зависит слабо, но при использовании высококипящего топлива возрастает стартовый вес ракеты, поэтому топливо O_2 +керосин лучше. В этом согласен с Воскресенским. При разработке двигателей по замкнутой схеме следует ожидать более стабильного процесса горения, что уменьшает преимущество применения АТ. В настоящее время нет оснований для ориентации на высококипящее топливо, нужно сосредоточить усилия на разработке системы предотвращения аварийных исходов в работе двигателей.

В.П. Глушко. ОКБ-456 проработало вопрос создания системы аварийной защиты двигателей. Необходимо подключить смежные организации и академические институты для создания такой системы.

Из заключительного выступления Королёва приводится только информация, касающаяся выбора ракетного топлива.

1. Раз топливо мало влияет на величину полезного груза, то при разработке Н1 следует отдать предпочтение дешёвым нетоксичным топливам. Окончательное решение ещё подлежит проработать.

2. На стадии эскизного проектирования будут прорабатываться все компоненты топлива. Мы приняли к проработке топливо АТ+НДМГ как вариант и будем следить за работами ОКБ-456 на этих компонентах.

В итоге проведённых обсуждений совещание приняло следующее решение.

1. Принять к сведению информацию Королёва и Глушко.

2. Одобрить проработку варианта двигателей первой и второй ступеней на АТ+НДМГ и выдать ТЗ наряду с другими компонентами.

3. Провести на стадии разработки эскизного проекта тщательное технико-экономическое обоснование выбора топлива для носителя Н1.

Получив от ОКБ-1 технические задания на разработку двигателей, работающих на топливе АК-27+НДМГ, O_2 +НДМГ и АТ+НДМГ, ОКБ-456 подготовило эскизные проекты двигателей для каждого из указанных топлив. Объединённый эскизный проект состоял из 8 томов, в которых была изложена следующая техническая информация:

- обоснование выбора компонентов топлива,
- обоснование выбора схемы и параметров двигателей,
- обоснование основных характеристик двигателей,
- описание конструкции двигателей и их агрегатов,
- основные требования к двигателям при эксплуатации,
- описание проведённых экспериментальных работ и подготовок производства,
- комплект основных чертежей двигателей и их агрегатов,
- специальные расчёты по обоснованию конструкции двигателей.

Эскизный проект был завершён и утверждён Главным конструктором ОКБ-456 в апреле 1961 г. Не будем раскрывать содержание эскизного проекта, воспользуемся кратким изложением оценки представленных в проекте материалов, главным образом по выбору топлива, приведённых в Заключении Военного представительства 210 при ОКБ-456 (подписано 27.5.1961 г.) и 4-го Управления ГУРВО МО (подписано 26.6.1961 г.).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ ВП 210 НА ЭСКИЗНЫЙ ПРОЕКТ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ПЕРВОЙ И ВТОРОЙ СТУПЕНЕЙ РАКЕТЫ Н1

Эскизный проект разработан ОКБ-456 на основании Постановлений ЦК КПСС и СМ СССР от 23 июня 1960 г. Разработка велась в соответствии с ТЗ ОКБ-1 по трём направлениям по использованию окислителя: жидкого кислорода, АК-27 и АТ при единственном горючем НДМГ. Эскизный проект представлен в восьми томах.

Двигатели первой и второй ступени по схеме и конструкции максимально унифицированы, различия заключаются лишь в большей степени расширения газов в соплах камер второй ступени. По схеме двигателя выполнены с дожиганием окислительного турбогаза в камере.

Все двигатели имеют давление в камере 150 атм, двигатели первой ступени имеют тягу у Земли 150 тс, второй ступени - 175 тс.

Исходя из комплекса энергетических и эксплуатационных характеристик, ОКБ-456 предлагает выбрать в качестве топлива АТ+НДМГ, имеющего высокую удельную тягу при высоком удельном весе топлива.

Рассмотрев представленный эскизный проект, военное представительство отмечает, что разрабатываемые двигатели являются дальнейшим развитием проектирования отечественных ЖРД, в которых нашли отражения новые конструктивные решения и схемы.

Основной вывод.

Эскизный проект содержит в себе обоснование выбора топлива, конструкторских и схемных решений двигателей и их агрегатов, которые обладают высокими характеристиками и являются крупным шагом в развитии отечественных ЖРД. Проект заслуживает положительной оценки и может быть положен в основу для разработки установки изделия Н1.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ 4-го УПРАВЛЕНИЯ ГУРВО НА ЭСКИЗНЫЙ ПРОЕКТ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ НОСИТЕЛЯ Н1

Исходя из стремления обеспечить высокую удельную тягу при удовлетворительных весовых и габаритных характеристиках носителя, ОКБ-456 останавливает свой выбор на АТ как высококипящем окислителе, хотя и несколько уступающем по удельному импульсу кислороду, но дающему преимущество с точки зрения полезной нагрузки благодаря большему удельному весу топлива. Выбор высококипящего окислителя, представляющего с НДМГ самовоспламеняющуюся пару, облегчает запуск двигателей, что особенно важно для двигателей второй ступени, работающих в вакууме. Транспортировка и хранение высококипящего окислителя более удобна, чем кислорода.

Заявленные расчетные данные и характеристики представленных в эскизном проекте двигателей при выбранной схеме, топливе и принятых исходных параметрах представляются реальными, а конструкция осуществимой.

Далее авторы заключения высказывают обеспокоенность, что в процессе доводочных испытаний двигателей возможно возникновение неустойчивого горения в камерах и предлагают поручить академическим и отраслевым НИИ проведение комплексных теоретических и экспериментальных исследований по разработке надёжных методов обеспечения устойчивой работы двигателей.

Основной вывод.

Представленные в эскизном проекте материалы свидетельствуют о реальной возможности создания мощных ЖРД, обладающих высокими характеристиками и могут быть положены в основу при дальнейшей разработке двигательной установки изделия Н1.

Выполнив в предписанный срок - апрель 1961 г. - эскизный проект и получив положительное Заключение от Управления МО - июнь 1961 г. - ОКБ-456 интенсивно работало по созданию двигателей.

В середине 1961 г. были выпущены эскизные проекты всех ракетных систем и проектанты ОКБ-1 вели разработку эскизного проекта ракеты Н1. В это же время конструкторы ОКБ-456 продолжа-

ли совершенствовать предложенную в эскизном проекте конструкцию двигателя, что вызывало необходимость согласования некоторых вопросов с конструкторами ОКБ-1. В процессе этих контактов выяснилось, что в разрабатываемой ракете Н1 предусматривается использование только кислородно-керосинового топлива, возможность применения АТ+НДМГ вообще не прорабатывается. Эта информация была доведена до сведения руководства ОКБ-456 и Глушко пытался выяснить у Королёва положение дел с выбором топлива, но тот отвечал, что этот вопрос всё ещё находится в стадии проработки.

Не получив внятного ответа, Глушко, проявляя обеспокоенность в связи с задержкой принятия окончательного решения по выбору топлива для ракеты, 10 ноября 1961 г. обратился к Королёву с письмом, в котором приводит доказательства преимущества применения предложенного ОКБ-456 топлива АТ+НДМГ перед другими компонентами и просит ускорить принятие окончательного решения по выбору топлива. Письмо достаточно обширное, на семи машинописных страницах, в связи с чем далее приводится в конспективном изложении. Чтобы выделить изложение материалов письма из авторского текста статьи, они приведены в кавычках, но без курсива.

"Согласно Постановлению ЦК и СМ от 23.06.60 г. и утверждённого ОКБ-1 ТЗ (письма от 01.10.60 и 09.09.61 г.) ОКБ-456 ведёт разработку двигателей для первой и второй ступеней ракеты Н1. В срок, определённый Постановлением (апрель 1961 г.), представлен эскизный проект на разработку этих двигателей. Разработана и спущена в производство конструкторская документация на эти двигатели. Готовы натурные макеты. Проведены первые экспериментальные работы. По Вашему требованию двигатели разрабатываются в однокамерном варианте на тягу 150 тс.

Эскизный проект выполнен на три варианта (по топливу) двигателей. Предпочтение отдано варианту топлива АТ+НДМГ перед O_2 +НДМГ и АК-27+НДМГ.

Сравнение эффективности применения этих топлив показало:

- первая ступень - АТ вместо O_2 - полезный груз больше;
- первая и вторая ступени - АТ вместо O_2 - полезный груз одинаков;
- первая и вторая ступени O_2 +керосин - полезный груз меньше.

Низкая температура кипения жидкого кислорода усложняет эксплуатацию, применение переохлаждённого кислорода и его теплоизоляции требуют дополнительных затрат, в том числе и по массе ракеты.

Стоимость АТ+НДМГ дороже кислорода с керосином, но при увеличении количества их производства цена станет приемлемой и сопоставимой с учётом затрат на организацию переохладения кислорода и его термоизоляции.

АТ+НДМГ - самовоспламеняющаяся пара, что упрощает конструкцию двигателя и его запуск, сокращает время стендовой отработки. Это не должно привести к снижению надёжности ракеты-носителя, т.к. уже имеется солидный положительный опыт отработки и эксплуатации двигателей в составе ракет Р-14 и Р-16. АТ+НДМГ обладают более устойчивым процессом горения и обеспечивают работу камер и газогенераторов без возникновения высокочастотных колебаний давления, что также сокращает время отработки и повышает надёжность. Влияние токсичного топлива исключается уже имеющимися средствами защиты.

Выводы

1. Использование топлива O_2 +керосин менее эффективно по выводу полезной нагрузки, чем топлива АТ+НДМГ.
2. Стоимость АТ+НДМГ немногим дороже топлива O_2 +керосин с учётом затрат на обеспечение переохладения кислорода и его термоизоляции.
3. Эксплуатация жидкого кислорода сложнее из-за его переохладения и потери на испарение.
4. Азоттетроксидные двигатели проще по конструкции и надёжнее кислородных, не требуют специальных средств для зажигания и запуска на высоте.

Итоги сравнения кислородного топлива с азоттетроксидным позволяют принять однозначное решение в пользу топлива

АТ+НДМГ для первой и второй ступеней Н1".

Финальная фраза письма приводится полностью: *"Имея известное Вам неоднократное, прямое, личное указание товарища Н.С. Хрущёва об ответственности ОКБ-456 за разработку мощных двигателей для носителя более тяжёлого, чем на базе Р-7, и учитывая необходимость всемерного форсирования крайне трудоёмких работ по разработке конструкции и подготовке серийного производства этих двигателей, прошу Вас не замедлить с выбором топлива для первой и второй ступеней носителя Н1"*.

Следует обратить внимание, что, изложив в тексте письма технико-экономические доказательства в пользу своего предложения, Глушко в финальной фразе письма приводит ещё один довод, ссылаясь на *"прямое, личное указание"* Н.С. Хрущёва. Это, видимо, по замыслу Глушко, должно было оказать соответствующее психологическое воздействие на Королёва при выборе им топлива для ракеты Н1.

Содержание этого письма Глушко обсудил с Королёвым при личной встрече в ОКБ-1 10 ноября 1961 г. Разговор состоялся тет-а-тет, подробности остались неизвестными. Известен только конечный результат - каждый остался при своём мнении. Получив отказ от Королёва, Глушко решил подключить к принятию решения по выбору топлива руководителей различного ранга, причастных к проекту ракеты Н1. С этой целью он 14 ноября 1961 г. направил копию адресованного Королёву письма 10 ноября 1961 г. в адреса И.Д. Сербину (ЦК КПСС), М.В. Келдышу (АН СССР), К.С. Москаленко (Минобороны), Л.В. Смирнову (ГКОТ), М.К. Янгелю (ОКБ-586), В.Н. Челомею (ОКБ-52), В.П. Бармину (ГСКБ), А.И. Семёнову (ГУРВО), В.Я. Лихущину (НИИ-1), В.С. Шапку (ГИПХ).

В сопроводительном письме Глушко отмечал, что в выполненном ОКБ-456 эскизном проекте двигателей для первой и второй ступеней ракеты Н1 в результате всесторонней проработки компонентов топлива было выбрано высококипящее топливо АТ+НДМГ. В связи с тем, что ОКБ-1 не сообщило о своём решении по этому вопросу, в ОКБ-1 было доставлено письмо от 10.11.61 г. по сравнительной оценке азоттетроксидного и кислородного топлив с просьбой ускорить окончательный выбор топлива. В заключительной части письма указано: *"Совместное обсуждение этого письма с тов. Королёвым С.П. 10.11.61 г. не привело к единому мнению. В связи с важностью принятия решения в ближайшем будущем направляю Вам копию письма от 10.11.61 г."*

Видимо, Глушко рассчитывал, что ранее высказывающиеся за применение высококипящего топлива и на этот раз поддержат его предложение и Королёв уступит мнению большинства. Это была последняя попытка и надежда Глушко принять участие в престижнейшем космическом проекте - создании ракеты Н1.

Однако надежды Глушко не оправдались. Технические аргументы и авторитет "Главного двигателя" ракетной отрасли не возымели ожидаемой Глушко реакции. Никто не посчитал нужным вмешиваться в решения разногласного между Королёвым и Глушко вопроса. Ситуация была не однозначна: выбор ракетного топлива был прерогативой головного разработчика, что и заставило Глушко просить Королёва ускорить этот выбор, так как практически все трудности, связанные с особенностями выбранного топлива, ложились на плечи двигателистов. И это породило необходимость принятия согласованного между ракетчиками и двигателистами решения. "Третья сторона" могла быть только пассивным союзником одного из них. Возможно, конечно, и волевое решение одной из высших государственных инстанций, в приказном порядке определить выбор топлива. Но кто бы взял на себя ответственность диктовать находящемуся в то время в зените славы Королёву технические характеристики разрабатываемого под его руководством проекта новой ракеты? Даже в начальный период становления отечественного ракетостроения выбор топлива занимался Королёв, тому примером применение кислорода в ракетах Р-2, Р-3, Р-5 несмотря на настоятельные требования военных использовать высококипящий окислитель. Да и трудно представить эффективную творческую работу, выполняемую вопреки собственным убеждениям. Анализируя один из подобных случаев,

Ю.А. Можжорин сделал следующий вывод: "...обязывать ОКБ, не считаясь с его убеждённостию и замыслами, менять техническое направление... - значит поставить в чрезвычайно сложное положение успешность решения всей проблемы в целом".

Рассмотрение эскизного проекта ракеты Н1 проходило со 2 по 16 июня 1962 г. экспертной комиссией под председательством академика М.В. Келдыша. Представленная в эскизном проекте ракета Н1 имела следующие характеристики: стартовая масса - 2160 т, масса полезного груза, выводимого на круговую орбиту в 300 км - 75 т, суммарная тяга двигателей первой ступени (на Земле) - 3600 тс, второй ступени - 1405 тс, третьей - 160 тс, компоненты топлива - жидкий кислород и керосин (РГ-1), удельный импульс у двигателей первой ступени (у Земли) - 296 с, второй и третьей ступеней - 347 с.

Негативное отношение Королёва к топливу АТ+НДМГ предопределила выбор для всех трёх ступеней единого топлива кислород+керосин (РГ-1), разработка двигателей поручалась ОКБ-276 Н.Д. Кузнецова.

На защите проекта с докладом выступил Королёв. В соответствии с предварительно избранной тематикой нашей статьи, ограничимся только вопросами выбора топлива.

В обоснование выбранного топлива Королёв привёл следующие доводы:

- масса выводимой полезной нагрузки слабо зависит от применяемого топлива,

- затраты на создание и эксплуатацию кислородной ракеты существенно меньше по сравнению с предложением Глушко:

- а) стоимость кислорода и керосина значительно ниже стоимости АТ и НДМГ;

- б) применение кислородно-керосинового топлива позволяет использовать имеющийся старт с минимальными доработками. При использовании высококипящего топлива старт, системы хранения, заправки, а также нейтрализации остатков сливаемого топлива необходимо делать заново;

- ОКБ-1 имеет солидный опыт разработки кислородных ракет,
- самовоспламеняемость и токсичность высококипящего топлива увеличивает требовательность к герметичности соединений. Особенно возрастает опасность для обслуживающего персонала при ненормальной работе агрегатов и систем,

- применение замкнутой схемы двигателя позволяет предотвращать неустойчивое горение топлива. По этому поводу Королёв, полемизируя с Глушко, утверждал: *"Вся аргументация о трудностях отработки кислородно-керосиновых двигателей построена только на опыте ОКБ Глушко по разработке двигателей открытой схемы, в которой окислитель (кислород или тетроксид) подаётся в камеру в жидком и холодном состоянии. Те трудности, на которые ссылается ОКБ Глушко, не имеют никакого отношения к двигателям с принятой для ракеты Н1 "замкнутой" схемой, в которой окислитель (кислород) поступает в камеру сгорания в горячем и газообразном состоянии". (Как говорится: "Эти бы слова да Богу в уши". И в камерах "замкнутой" схемы двигателям приходилось бороться с возникновением неустойчивого горения, в том числе и работникам ОКБ-276 Кузнецова в разрабатываемых ими двигателях для ракеты Н1).*

Практически ничего нового в аргументации выбора кислородно-керосинового топлива у Королёва по сравнению с обсуждаемыми с Глушко вопросами не было. По всем пунктам Глушко уже представлял развёрнутые обоснования своей позиции, но они не были приняты Королёвым во внимание. Он имел резервный вариант разработки кислородных двигателей силами ОКБ-276 Кузнецова. И это позволяло Королёву твёрдо стоять на своих позициях.

Было и ещё одно обстоятельство, которое напрямую не упоминалось, но оно создавало определённый фон в пользу предложения Королёва. Имеется в виду катастрофа азотнокислотной ракеты Р-16 на стартовой позиции 24 октября 1960 г. В результате этой аварии в общей сложности погибло около 100 человек. Объективно причины аварии и количество жертв не были прямым следствием применяемого топлива и в случае кислородно-керосинового топлива последствия могли быть и более катастрофичны, т.к. в этом слу-

чае произошёл бы не пожар, а грандиозный взрыв. Но это рассуждения из области предположений, а факт - море огня и облако токсичных газов привели к гибели множества людей, хотя главной причиной их гибели явилось грубейшее нарушение всех писанных правил и не писанных законов техники безопасности.

Экспертная комиссия положительно оценила представленный ОКБ-1 эскизный проект. *"В проекте обоснована правильность выбора принципиальной компоновочной схемы ракеты, её двигателей, компонентов топлива, проектно-конструкторских и баллистических параметров, аэродинамических характеристик, методик эксплуатации экспериментальной отработки ракеты... В целом проектные материалы ... могут быть положены в основу для разработки рабочей документации".* Так авторитет ракетчика Королёва взял верх над доводами двигателялиста Глушко по использованию ракетного топлива. "Коллективный разум" (экспертная комиссия) избрал путь, приведший в тупик Лунную программу страны - первопроходца Космоса.

В ноябре 1962 г. ГУРВО представило в правительство своё заключение на эскизный проект ракеты Н1. В заключении, утверждённом главкомом РВСН В.Ф. Толубко, в частности отмечалось: *"Из анализа материалов эскизного проекта видно, что ракета Н1 разрабатывалась прежде всего как мощная ракета для изучения космического пространства и вопросы военного использования ракеты проработаны в эскизном проекте неосновательно".*

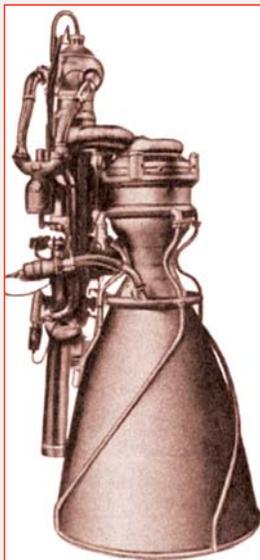
Это замечание насторожило разработчиков ракеты Н1. Ведь все предыдущие ракеты разрабатывались в интересах Министерства обороны и отказаться от такого назначения ракеты Н1 означало потерять главного заказчика, а с ним и необходимое финансирование работ. В связи с этим был разработан план стратегического применения ракет Н1 с перечислением решения многочисленных боевых задач. Но, как показали дальнейшие события, Министерство обороны большого интереса к этим предложениям не проявило, а в дальнейшем военная составляющая назначения Н1 постепенно свелась к декларации её потенциальных возможностей.

Так почему же Глушко так настойчиво отстаивал применение на первых двух ступенях носителя Н1 топлива АТ+НДМГ в противовес кислородно-керосиновому? Предшествующий этим событиям опыт его работы по созданию двигателей для РДД, начиная от Р-2 и заканчивая Р-9А, показывает, что он не был принципиальным противником использования кислорода в качестве окислителя. Кроме того, об этом свидетельствуют сделанные им в начале 1960 г. предложения, направленные Председателю ГКОТ К.Н. Рудневу и Главному конструкторам Королёву (февраль 1960 г.) и Янгелю (март 1960 г.) о разработке тяжёлых четырёхступенчатых носителей Р-10 и Р-20. Для носителя Р-10 Глушко предлагал использовать кислородно-керосиновое топливо, а для Р-20 - кислород+НДМГ. Однако трудности и длительность отработки кислородных двигателей для ракеты Р-7 и, особенно для ракеты Р-9А, и сравнительно быстрая и успешная доводка двигателей на азотнокислотном топливе для ракет Р-14 и Р-16 привели Глушко к мысли использовать высококипящее топливо и на ракете Н1.

Глушко безусловно хотел принимать участие в создании прототипа носителя Н1. Но он понимал, что наступивший этап развития мировой космонавтики, а вместе с ним и Правительство поставили перед разработчиками ракеты Н1 двудеиную задачу - не только создать новый сверхмощный носитель, но и опередить эксплуатацию этой разработки рвущихся к реваншу в космических успехах американцев. В то же время предложенные Королёвым и затверждённые в Постановлении сроки выхода на лётные испытания ракеты с мощными кислородно-керосиновыми двигателями в 1965 г., т.е. через 3 года после одобрения экспертной комиссии эскизного проекта, он считал не реальными. Для выполнения этих сроков Глушко и предложил применить топливо АТ+НДМГ, которое по своим энергетическим характеристикам удовлетворяло требованиям по выведению в космос определённой Постановлением массы полезного груза и при этом не потребовало бы длительной отработки двигателей. Кроме того, Глушко настаивал на реализации своего предложения ещё и потому, что его позицию разделяли мно-

гие ведущие специалисты ракетной техники. Думается, что и это обстоятельство тоже повлияло на решение Глушко продолжать настаивать на своём предложении. И он до последнего момента боролся за свой вариант, а этим и за своё участие в разработке Н1, выдвигая всё новые доводы в пользу своего предложения. Невозможно представить, чтобы Глушко при его честолюбии добровольно отказался от участия в престижнейшей космической программе, тем более из корыстного желания "подвести" Королёва. Совсем уж по поговорке: "Выколю себе глаз, чтобы у моей тещи зять был кривой". И вообще, слово "подвёл" в данном случае употребляется неправомерно. Подвести можно в том случае, если человек обещал, допустим, помощь или участие, а потом неожиданно отказался. А его партнёр рассчитывал, надеялся и, столкнувшись с обманом, потерпел неудачу. Теперь, зная историю выбора разработчика двигателей для ракеты Н1, читатель сам может сделать вывод кто кого "подвёл".

По воспоминаниям людей из ближайшего окружения Глушко, он очень переживал своё исключение из числа участников разработки ракеты Н1, что стало моральным ударом по его авторитету двигателя №1 в СССР и одного из первопроходцев отечественного ракетостроения. Моральный "удар", нанесённый Глушко Королёвым, сказался на их личных отношениях. Разногласия в выборе топлива относятся к профессиональной деятельности и с принятым техническим решением можно соглашаться или опротестовывать его в вышестоящих инстанциях. В нашем случае выбор топлива был одобрен Государственной экспертной комиссией, решение которой "обжалованию не подлежит". Это производственная область, как теперь говорят бизнесмены: "Ничего личного". А вот коварное с точки зрения Глушко поведение Королёва во время обсуждения концепции ракеты Н1 и подготовки эскизного проекта вызвало у Глушко личную обиду. Некоторую моральную компенсацию за нанесённую обиду Глушко получил спустя три года. Его прогноз по срокам наземной отработки двигателей, предложенных в эскизном проекте для первой ступени ракеты Н1 на топливе АТ+НДМГ, подтвердился. Отклонённый Королёвым двигатель 11Д43 после незначительной доработки был использован Челомеем в ракете УР-500 (РН "Протон"). Лётные испытания этой ракеты начались в июле 1965 г., т.е. в срок, назначенный правительственным Постановлением от 24.09.1962 г. для начала ЛКИ носителя Н1. А первое лётное испытание ракеты Н1 в трёхступенчатом варианте Н1-Л3 с двигателями Кузнецова состоялось только 21 февраля 1969 г. и окончилось аварийным отключением двигателей НК-15 на 55 секунде полёта. Необходимость для многодвигательной первой ступени ракеты Н1 надёжность усовершенствованного двигателя НК-33 была достигнута только в 1976 г. после проведения существенной модернизации базовой конструкции двигателя НК-15. Но "дорога ложка к обеду", а "обед" -



Двигатель 11Д43



УР-500

проект Н1 - к этому времени был закрыт.

"Глушко отказался участвовать в разработке ракеты Н1 и этим подвёл Королёва" - так многие авторы различных статей и докладов трактуют неучастие Глушко в разработке ракеты Н1, но практически никто не даёт объяснения этим обвинениям - зачем и почему так поступил Глушко. Их позиция предельно кратка: "отказался и этим подвёл Королёва", подразумевая, по умолчанию, в этом причину краха проекта Н1.

В приведённой нами истории проведения предварительных работ по созданию ракеты Н1, включая выпуск и утверждение эскизного проекта, изложено участие ОКБ-456 и лично Глушко в подготовке материалов по ракете Н1. Приведены и выводы автора этой статьи.

Но некоторым читателям этого может показаться недостаточным. Для них приводится мнение авторов, авторитетных в среде историков ракетной техники: Б.И. Губанова и Г.С. Ветрова.

Б.И. Губанов в книге "Триумф и трагедия "Энергии", размышления главного конструктора", том 2, так анализирует причины неучастия ОКБ Глушко в разработке ракеты Н1.

"В.П. Глушко не был инициатором отказа от участия в разработке Н1, хотя и имел принципиально отличающийся взгляд на выбор топлива и, позднее, размерности двигателей. Связывать неудачи создания уникального ракетного комплекса Н1 с отсутствием специалистов ОКБ, руководимого Глушко, в составе разработчиков при больших возможностях технических сил страны - крайне примитивно.

Глушко обвиняют, что он не взялся...разрабатывать кислородно-керосиновый двигатель, который предлагал Королёв и этим вынудил привлечь "малоопытное" в ракетных двигателях авиационное ОКБ, что привело к неудаче.[...] Глушко никогда не утверждал, что разработка надёжного кислородно-керосинового двигателя невозможна. Возможно, но необходимо было время для доведения его "до ума". Четырёх-пяти лет, которые отводились для такого двигателя, было недостаточно. Тот же двигатель, который предназначался для Н1 на самовоспламеняющихся компонентах, ОКБ Глушко довело достаточно быстро, и он был успешно применён на УР-500. Не капризы Глушко были причиной, а кавалерийская стратегия разработки Н1".

Биограф и популяризатор работ С.П. Королёва Г.С. Ветров в своей книге "С.П. Королёв и его дело, свет и тени в истории космонавтики" приводит деловые письма и другие документы, написанные лично Королёвым, и даёт к ним свои комментарии. В комментариях к письму Королёва от 15.04.1963 г. "О разногласиях с ОКБ В.П. Глушко" в адреса Л.В. Смирнова и С.А. Зверева Ветров пишет: "Неудача с парой компонентов кислород+НДМГ (имеется в виду сорванные сроки отработки двигателя 8Д710 на указанном топливе для третьей ступени космической ракеты Р-7 - В.Р.) поставило Глушко перед выбором: либо предложить для Королёва ЖРД с освоенными компонентами АТ+НДМГ, что сулило "спокойную жизнь", либо браться за проблематичную разработку мощных ЖРД на кислородно-керосине. Трудности Глушко с отработкой ЖРД для ракеты Р-9 на таких компонентах в 60-х годах дали ему повод утверждать, что создание кислородного двигателя нужной для Н1 мощности невозможно (оставим это несуществующее "утверждение о невозможности" на совести автора - В.Р.). Однако позднее это было им самим отвергнуто. В то же время положение монополиста позволило Глушко начать многолетнюю тяжбу с ОКБ-1 за внедрение в конструкцию тяжёлого носителя компонентов АТ+НДМГ, которая в конечном итоге закончилась его поражением".

Какое же "поражение" имел в виду Ветров? Отказ Королёва принять предложенное Глушко высококипящее топливо и этим исключить Глушко из участников разработки ракеты Н1? По этому поводу есть и другое мнение. Здесь уместно привести цитату из статьи "Блеск и затмение лунной программы" С.С. Крюкова, одного из заместителей Королёва: "Сергей Павлович выиграл борьбу за кислородные двигатели, но эта победа оказалась пирровой и имела трагические для Н1 последствия, т.к. привела к затяжке работ и окончательно разорвала продуктивное многолетнее сотрудничество

между двумя коллективами - ОКБ Королёва и ОКБ Глушко".

В споре о выборе топлива для ракеты Н1 победил Королёв. Собственно, спора, как такового, не было. И Королёв, и Глушко понимали, что двигатели можно сделать на любом из рассматриваемых топлив. Их разногласия основывались на чисто практических соображениях, основанных на различиях собственного видения особенностей проведения работ, оценки сроков их окончания, финансовых затратах и ...личных взаимоотношениях.

В жизни, при принятии практически любого решения, "срабатывают" два фактора: объективный и субъективный.

Содержание объективной части принятого Королёвым решения по выбору топлива приведено выше, при изложении аргументов при защите эскизного проекта.

Субъективный фактор состоял в том, что на всём протяжении обсуждений по выбору топлива для ракеты Н1 Королёв решал двукратную задачу: на первых трёх ступенях ракеты использовать кислородно-керосиновое топливо и получить в качестве разработчика двигателей для этих ступеней главного конструктора ОКБ-276 Кузнецова. В.Н. Орлов, работавший с 1962 г. по 1996 г. заместителем главного конструктора в ОКБ-276, в своей книге "Н.Д. Кузнецов - Человек и Конструктор" (изд. ООО "Самара - Авиагаз", 2011 г.) поведал, что имелась предварительная договорённость между Королёвым и Кузнецовым, что тот возьмётся за разработку двигателей на кислороде. Об этом же свидетельствует С.Н. Хрущёв ("Никита Хрущёв: кризисы и ракеты", книга 2): на Совете Обороны в феврале 1962 г. Королёв, докладывая Н.С. Хрущёву о разработке перспективной космической ракеты, "отметил, что в отличие от предыдущих разработок, двигатели для Н1 он хочет поручить делать не Глушко, а Кузнецову. Договорённость с ним уже достигнута". В дополнение к этому напомним, что первые ТЗ на разработку двигателей были направлены одновременно в ОКБ Кузнецова и ОКБ Глушко.

Итак, исполнитель был определён заранее. Оставалось нейтрализовать возможную претензию Глушко на разработку двигателей на кислородно-керосиновом топливе. В таком случае все технические аргументы и мнение большинства научно-технических специалистов, а также руководителей ракетной отрасли и Министерства Обороны были бы на стороне Глушко, и Королёву не удалось бы осуществить задуманное. Но Королёву повезло, т.к. Глушко, как это принято говорить сейчас, "сам подставился", предложив применить высококипящее топливо. Королёв в выступлениях на совещаниях ни разу не возразил Глушко, после каждого предложения Глушко изменить состав топлива подписывал новое техническое задание, чем всё далее уводил Глушко от возможности его неожиданного поворота к согласию разрабатывать кислородно-керосиновые двигатели. После предложения Глушко использовать топливо АТ+НДМГ, Королёв на совещании Главных конструкторов отметил, что ОКБ-1 "не ориентируется только на кислород и керосин и не боится при необходимости применения НДМГ, мы приняли к разработке АТ+НДМГ (как вариант) и будем следить за работой ОКБ-456 на этом топливе".

Такое поощрение предложений должно было создавать у Глушко иллюзию убедительности приводимых им технических доказательств в преимуществе предлагаемых им топлив. И уловка Королёва сработала.

Обращаясь к событиям 55-летней давности, появляется чувство удивления - как же это могло произойти, что мудрый и осторожный Глушко попал в технический капкан, который лишил его возможности участвовать в престижнейшем в то время космическом проекте? Ответ всплывает из воспоминаний о том времени - Глушко считал себя (и по праву!) главным авторитетом в стране в области химических ракетных топлив и ракетных двигателей и не мог допустить даже мысли, что он во главе ОКБ-456 не примет участия в разработке носителя Н1, что его можно будет не включить в число участников.

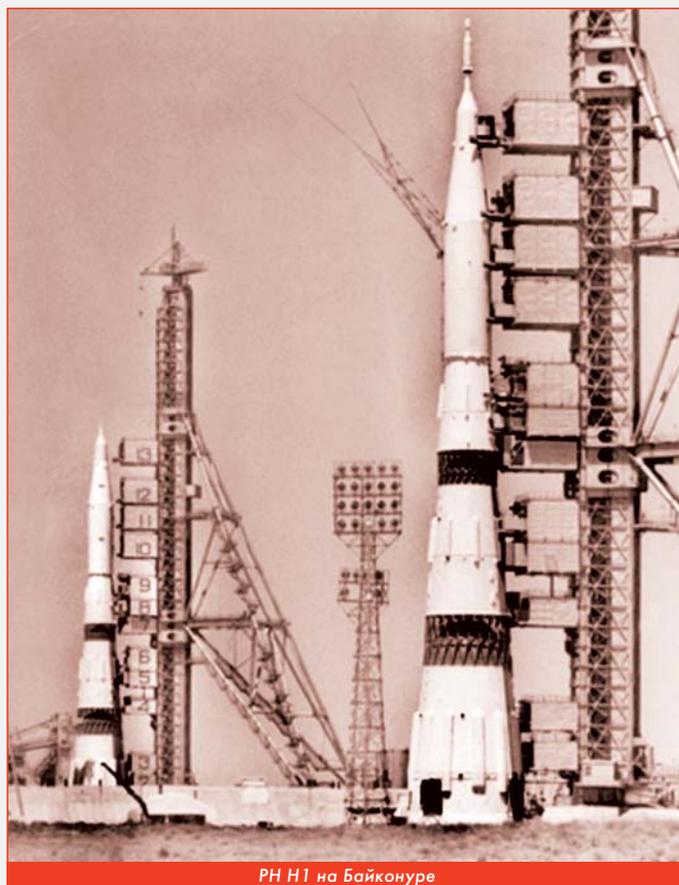
А ведь проводимая Королёвым операция по исключению Глушко легко читалась. С чего бы это Королёв вдруг изменил своё отношение к кислороду, с которым работал с 1946 года? И все эти годы

он резко отрицательно относился к высококипящему топливу, используя своё монопольное положение в ракетостроении, он игнорировал настойчивые требования военных заменить кислород. Но Глушко всё это оставил без внимания. Его, видимо, усыпляло его собственное в те годы монопольное положение на разработку маршевых ЖРД большой тяги. При обсуждении комплектации ступеней ракеты Н1 двигателями, ни А.М. Исаев, ни С.А. Косберг не претендовали на разработку двигателей первой и второй ступеней, а Н.Д. Кузнецов, по мнению Глушко, ещё ничего не сделал, чтобы его брать в расчёт.

Попытка Королёва использовать двигатели НК-9 разработки Кузнецова на ракете Р-9А не была поддержана руководством ракетной отрасли. Но Королёв этим не ограничился и продолжил поиск возможности привлечения Кузнецова к ракетной технике. Об этом свидетельствует следующая попытка использовать всё тот же двигатель НК-9 на глобальной ракете ГР-1. И опять неудачно. Однако это не помешало Кузнецову быть одним из Главных конструкторов - "соискателей" на разработку двигателя для ракеты Н1. А Глушко при выборе Главного конструктора считал выше всего способность успешной разработки двигателя и...ошибся. Личные симпатии и доброжелательные взаимоотношения взяли верх над технически более опытным, но конфликтным и "неуместно вмешивающимся в дела, являющимся прерогативой ракетного КБ" партнёром.

О желании Королёва иметь в качестве разработчика двигателей Кузнецова свидетельствует В.Н. Орлов, который в уже упомянутой книге даёт им такую характеристику: "По всему было видно, что С.П. Королёв и Н.Д. Кузнецов быстро нашли общий язык. Это не удивительно - по складу характера, по образу мышления и действия, по подходу к решению задач, по необыкновенно острому чутью и восприятию нового и прогрессивного, по широте взглядов и способности к глубокому аналитическому охвату проблем они были величайшими талантами и единомышленниками".

Итак, топливо для ракеты Н1 выбрано, разработчик двигателей на первых трёх ступенях определён. А мы продолжим изложение истории работы ОКБ-456 после его исключения из участников разработки ракеты Н1.



РН Н1 на Байконуре



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, 1-6 - 2015, 1-6 - 2016, 1-6 - 2017)

В странах НАТО средние танки первого поколения создавались в США (M46, M47, M48) и в Англии (различные модификации танка "Центурион"). В ФРГ и Франции серийного производства танков не было.

Американцы в танках послевоенного поколения отказались от применявшейся в годы войны архаичной компоновки и перешли на классическую, но с продольным расположением двигателя. Определенными техническими достижениями американского танкостроения были литые корпуса и башни, гидромеханические трансмиссии, электрогидравлические системы наведения оружия (но без стабилизации), установка оптического прицела-дальномера. Однако американские образцы все же уступали советским Т-54 в боевой эффективности. Вследствие неплотной компоновки и большой высоты они имели существенно больший вес, более слабую пушку при примерно равном уровне бронирования. Кроме того, на них устанавливался бензиновый двигатель воздушного охлаждения, который не отвечал предъявляемым требованиям ни по экономичности, ни по пожаробезопасности.

Английские танки "Центурион" в сравнении с американскими M48 имели еще больший вес, меньший уровень бронирования и меньший калибр вооружения (83,3-мм пушка в сравнении с 90-мм пушкой танка M48). Пушка была оснащена электрической системой стабилизации в двух плоскостях. Дальномер в системе вооружения отсутствовал. Следует отметить, что англичане стали пио-

нерами в создании подкалиберного снаряда с отделяющимся поддоном, который впоследствии получил распространение на всех танках. Начальная скорость такого снаряда 83,8-мм пушки достигала 1320 м/с.

Идея такого снаряда, поражающего в сравнении с калиберным броню значительно большей величины и на большей дальности, заключается в приложении дульной энергии, формируемой в номинальном калибре к сердечнику значительно меньшего диаметра. У сердечника при этом не должна сильно снижаться масса, для чего его изготавливают из тяжелого карбида вольфрама. Дальнейшее развитие этого направления советскими артиллеристами привело к созданию удлиненного невращающегося снаряда, стабилизируемого оперением (гладкоствольная пушка танка Т-62). Это позволило изготавливать сердечник из инструментальной стали. Поскольку такие снаряды пробивают броню большей толщины, чем стабилизируемые вращением, их стали применять и для нарезных пушек.

На танках "Центурион" были установлены бензиновый двигатель, механическая трансмиссия с двойным подводом мощности и блокированная пружинная подвеска.

На последних модификациях танков первого поколения и в США, и в Англии устанавливалась уже 105-мм английская пушка. В настоящее время танки первого поколения в странах НАТО с вооружения сняты.

В январе 1945 г. в США приступили к созданию 45-тонного танка. Задумывалось, что его 76-мм пушка, стабилизированная в двух плоскостях, будет пробивать 203-мм броню, установленную с наклоном в 30°, на расстоянии 900 метров. Собственная броневая защита лба танка должна быть эквивалентна тем же 203 миллиметрам. Техническим заданием предусматривалась установка баллистического вычислителя, получающего дальность до цели от танкового радиодальномера, и наличие автомата заряжания у орудия. Было прописано требование и о разработке специальных танковых двигателей - газотурбинных и многотопливных поршневых. Этот танк по своей массе был на границе между средним и тяжёлым. Напомним, что с конца 1942 г. в США уже шла проработка среднего танка массой до 32 т с лобовой броней не менее 100 мм и скоростью до 40 км/ч. На вооружении этого танка должна была стоять 75-мм пушка. При реализации этого проекта на прототипах (Т20, Т22, Т23 и Т25 с 90-мм пушкой) отработывались различные варианты вооружения, трансмиссии и подвески. Так, на Т23 испытывалась электрическая трансмиссия, но она оказалась слишком тяжелой, и её пришлось заменить на гидравлическую.

Т23



Не удалось создать на тот момент и надёжный механизм автозаряжания. А вот компании Ford специально для танков удалось разработать мощный бензиновый двигатель, который позволял разгонять танк на шоссе до 48 км/ч. Вместо подвески "Кристи" установили торсионную подвеску. На каждом борту применили по шесть опорных катков, между ними установили поддерживающие. Ведущее колесо было расположено сзади. Итогом проработки проекта 1942 года стало создание в начале 1944 года модели Т26Е1, на которой была установлена 90-мм пушка, и при 100-мм лобовой броне масса танка превысила 43 тонны. Однако, ни до, ни после высадки союзников в Нормандии в июле 1944 года Т26Е1 на поле боя так и не появился. Военные считали, что с немецкими танками сможет справиться истребитель танков М10 "Wolverine".

М10 "Wolverine"



Но это решение оказалось ошибочным, ставшее особенно заметным при встрече М10 с "Пантерами". И тогда все силы были брошены на организацию производства Т26Е1, который появился на фронте в феврале 1945 года. После боевого крещения танк Т26Е1 был переименован в М26 ("Першинг").



М26 "Першинг"

Но война продолжалась. Для борьбы с "Тиграми" и "Пантерами" в 1945 г. на базе T26 были изготовлены 25 танков T26E4 "Супер Першинг". Один из них попал на фронт и участвовал в боях. Там и проявились его главные достоинства - крепкая лобовая броня и очень высокая бронепробиваемость, обеспечиваемая 90-мм пушкой T15E2 L/73. Эта пушка смогла пробить верхнюю лобовую деталь "Пантеры" с расстояния 2300 м.

Но усиление лобовой брони и установка более мощной пушки существенно увеличило массу танка, и мощности двигателя, недостаточного даже для обычного M26, тем более было недостаточно для 50-тонного "Супер Першинга". Раздельное заряжание и слишком большая длина ствола также не способствовали принятию танка на вооружение.

В итоге заказ на 1000 единиц "Супер Першинга" был отменен.



T26M4 "Супер Першинг"

"Першинг" был значительным шагом вперед, особенно в области вооружения и бронезащиты. Но у стоявшего на вооружении M26 была низкая подвижность из-за недостаточно мощного двигателя Ford GAF, обеспечивавшего 42-тонному танку удельную мощность лишь в 10,8 л.с./т. Модернизировать M26 начали в январе 1948 г. Для решения проблемы подвижности был использован новый специализированный танковый двигатель воздушного охлаждения AV-1790, разработанный фирмой Continental Motors. AV-1790 развивал мощность 704 л.с. против 450 у фордовского двигателя, а гидромеханическая трансмиссия обеспечивала более эффективное маневрирование. M26, на котором тестировались двигатель и трансмиссия, получил обозначение M26E2 и был доставлен на Абердинский полигон в мае 1948 г. Испытания M26E2 выявили многочисленные проблемы с надёжностью новой силовой установки, но в целом, результат был сочтён положительным. На модернизированный танк предполагалось установить более мощную 90-мм пушку T54, обеспечивавшую калиберному бронебойному снаряду начальную скорость в 975 м/с. Однако, решив, что сильно бронированных целей у потенциальных противников нет, было решено оставить старое орудие, ограничившись его модернизацией в виде установки эжектора и нового дульного тормоза. Обострение международной обстановки в конце 1940-х гг. подтолкнуло к продолжению работ по совершенствованию танков. Были выделены средства на постройку серии из 10 опытных танков под обозначением T40, отличавшихся от M26 новой силовой установкой. Для обеспечения двигателя воздушного охлаждения достаточным количеством воздуха крыша моторно-трансмиссионного отделения полностью стала состоять из жалюзи. Глушители установили на надгусеничные полки.

Прототипы собирались Детройтским арсеналом. Девять танков прибыли на Абердинский полигон. По результатам испытаний протоколом Комитета Вооружений № 32312 от 30 июля 1949 года T40 был стандартизирован (принят на вооружение) под обозначением средний танк M46. Тем же протоколом танку M46 было присвоено название "Генерал Паттон".

Серийные M46 были практически идентичны T40.

С принятием на вооружение M46 средства на строительство первой серии из 800 танков были включены в бюджет 1949 года. Помимо этого, планировалось в 1950 г. модернизировать 1215 танков M26 до стандарта M46. Производство M46 осуществлялось Детройтским арсеналом. К июню 1950 г., когда началась Корейская война, были выпущены 319 M46, а вот планы по переоборудованию M26 из-за этой войны были сорваны - танки перебросили в Корею и, на всякий случай, в Европу.

M46 имел классическую компоновку, с расположением моторно-трансмиссионного отделения в кормовой части, а боевого отделения и отделения управления - в лобовой части машины. Экипаж танка состоял из пяти человек: командира, наводчика, заряжающего, механика-водителя и помощника водителя.

M46 имел противоснарядную дифференцированную броневую защиту. Броневой корпус танка собирался при помощи сварки из литых и катаных деталей гомогенной броневой стали. Лобовая часть корпуса и крыша отделения управления представляли собой цельную отливку. Толщина верхней



T40/M46

её части составляла 102 мм при угле наклона 46° к вертикали. В нижней части толщина детали составляла 76 мм при наклоне в 53°.

Днище корпуса по всей длине имело корытообразную форму.

Крыша корпуса имела толщину 22 мм, но над моторно-трансмиссионным отделением почти полностью состояла из жалюзи охлаждения двигателя. Цельнолитая башня M46 имела цилиндрическую форму с лёгкой конусностью, развитой кормовой нишей и заманом на всём протяжении бортов и кормы. Лобовая часть башни имела приведённую толщину 102 мм, борта и корма - 76 мм. Крыша башни имела толщину 25 мм. Литая маска орудия состояла из неподвижной части, крепившейся болтами к лбу башни и подвижной, имевшей цилиндрическую форму и толщину 114 мм.

Основное вооружение M46 составляла 90-мм нарезная полуавтоматическая пушка M3A1 (позднее M3A2, отличавшаяся лишь улучшенной технологией производства). Орудие имело ствол-моноблок длиной 50 калибров (4500 мм), снабжённый эжектором и однокамерным дульным тормозом. Техническая

скорострельность орудия составляла 8 выстрелов в минуту.

Пулемётное вооружение M46 составляли два 7,62-мм пулемёта M1919A4,

спаренный и курсовой, и 12,7-мм зенитный пулемёт M2HB.

Боекомплект 7,62-мм пулемётов составлял 5500 патронов.

12,7-мм пулемёт M2HB размещался в съёмной вертлюжной турельной установке, на стойке впереди или позади люка командира. Стрельбу из пулемёта командир вёл, стоя в открытом люке, что делало его уязвимым для стрелкового оружия. Боекомплект M2 составлял 550 патронов.

На M46 устанавливался V-образный 12-цилиндровый карбюраторный двигатель воздушного охлаждения AV-1790-5. Его рабочий объём составлял 29 361 см³, он развивал максимальную мощность 810 л.с. при 2800 об/мин и крутящий момент 223 кгм при 2200 об/мин. Степень сжатия - 6,5. В системе зажигания двигателя использовалось 4 магнето. В каждом цилиндре двигателя установлены по две свечи, питающиеся от разных магнето. Топливом для двигателя служил бензин с октановым числом не ниже 80. Двигатель размещался в моторном отделении вдоль продольной оси танка и был конструктивно объединён с трансмиссией в единый съёмный блок. Система

охлаждения двигателя включала два расположенных над двигателем вентилятора. Топливная система включала в себя два топливных бака общей ёмкостью 878 литров, расположенных в передней части моторного отделения по бокам от двигателя. Расход горючего составлял 140...190 л/ч, и такого количества топлива хватало только на 129 км при движении по шоссе.

Трансмиссия M46 - гидромеханическая, в состав которой входили: первичный редуктор, установленный на двигателе; комплексный гидротрансформатор с передаточной частью крутящего момента через гидротрансформатор и части - через прямую механическую передачу, а позднее - только с гидромеханической передачей; планетарная гидромеханическая

двухступенчатая коробка передач; механизм поворота по типу тройного дифференциала; бортовые многодисковые тормоза; бортовые передачи. Управление поворотом осуществлялось при помощи качающейся рукоятки, связанной с механическим приводом. Танк имел две органы управления для водителя и помощника водителя, при этом одиночная приборная панель и расположенные рядом рукоятки располагались по продольной оси танка,

между местами водителя и помощника. При отклонении рукоятки на первой и второй передачах поворот осуществлялся за счёт механизма поворота, на нейтральной включалось движение гусениц в разные стороны, что позволяло осуществлять разворот на месте.

Ходовая часть M46 с каждого борта состояла из: шести сдвоенных обрезиненных опорных катков диаметром 660 мм, пяти сдвоенных обрезиненных поддерживающих катков, дополнительного катка, ленивца и ведущего колеса. Ленивец по конструкции был идентичен опорным каткам, а дополнительный каток - поддерживающим. Дополнительный каток, размещавшийся между последним опорным катком и ведущим колесом, служил для поддержания натяжения гусеницы при поворотах танка и предотвращения её спадания. Подвеска опорных катков - индивидуальная, торсионная, с телескопическими гидравлическими амортизаторами на двух первых и двух последних катках, при этом первые катки заблокированы с ленивцем на общем балансира и имеют по два амортизатора.

По результатам полигонных испытаний и опыта эксплуатации в войсках был накоплен ряд предложений по усовершенствованию M46 без внесения в его конструкцию глубоких изменений. В феврале 1951 г. было решено выдать заказ на производство с 1 апреля того же года 360 улучшенных M46, которым позднее был присвоен индекс M46A1. M46A1 отличался от первой модификации в основном установкой модифицированного двигателя AV-1790-5B, улучшенной системы охлаждения масла и др.

Внешне M46 и M46A1 были идентичны.

Всего было выпущено 1168 танков этого типа в обеих модификациях.



AV-1790-5

Вернёмся в 1948 г. и к американской программе послевоенного танкостроения, в соответствии с которой помимо лёгкого и тяжёлого танков должен был быть создан и средний танк. К концу 1948 г. военные разработали тактико-технические требования к новой средней машине, в соответствии с которыми вооружение и броневая защита среднего танка должны были быть на уровне танка М46, но масса не должна превышать 36 т. На период разработки этому танку был присвоен индекс Т42. Первый прототип Т42 прибыл на Абердинский полигон в июне 1950 года, практически одновременно с началом Корейской войны, поэтому он сразу включился в выполнение программы испытаний. Поступление на испытания ещё пяти танков ожидалось в течение шести месяцев.

Т42 на Абердинском полигоне



Разработчикам Т42 удалось уложиться в 36 тонн. За основу был взят корпус лёгкого танка Т41 (разрабатывался одновременно с Т42 и тяжёлым танком Т43), поэтому корпус был сравнительно небольшого размера, а ходовая часть содержала по пять катков на борт. Экипаж состоял из четырёх человек - отсутствовал пулемётчик, традиционно сидящий рядом с водителем.

На Т42 был установлен 6-цилиндровый карбюраторный оппозитный (с горизонтальным расположением цилиндров) двигатель воздушного охлаждения мощностью 500 л.с. Этой мощности было достаточно для движения Т42 по шоссе со скоростью 51 км/ч, правда, всего на 110 км. В случае принятия Т42 на вооружение американская армия получила бы полноценный средний танк, по своим характеристикам аналогичный советскому Т-54, и все послевоенное американское танкостроение пошло бы по другому пути. Но Т42 так никогда и не был принят на вооружение.

Причина банальная - ситуация на Корейском полуострове поджимала, а времени на испытания и доводку Т42 не было. И тогда, уже в конце июля, не дожидаясь завершения программы испытаний, была предпринята попытка разработчиков принять новый танк на вооружение, с чем командование сухопутных войск категорически не согласилось. Ситуация в Корее требовала срочного принятия какого-то решения, т.к. для борьбы с советским Т-34-85 требовался более мощный танк, чем лёгкий М24. Одновременно было понимание, что продолжать массовое производство М46 только для решения корейской проблемы нецелесообразно - в Советской армии уже появился Т-54. Тогда и возникла идея установить на хорошо отработанное шасси танка М46 "продвинутую" башню танка Т42 с вооружением (нарезная 90-мм пушка М36 с длиной ствола 50 калибров).

Прошло пять месяцев с появления Т42 на полигоне и уже 1 ноября 1950 г. танку с башней от Т42 и с модернизированным корпусом и шасси от М46 присвоили название М47 "Паттон 2" (90 mm gun tank M47), даже несмотря на то, что его на вооружение не приняли. Мало того, что на вооружение не приняли, так ещё и в июне 1951 г. начали серийное производство М47, продолжавшееся до ноября 1953 г. Всего было выпущено 8576 танков. Корпус от М46, взятый для танка М47, несколько изменили: были увеличены углы наклона лобовой брони корпуса. Состоял он из сваренных литых деталей и катаных броневых листов. Башня от Т42 имела кормовую нишу, где размещалось 11 снарядов (насколько это опасно, показал фронтальной опыт: при попадании снаряда в нишу боеукладка часто детонировала).

Боевая масса танка М47 и мощность двигателя стали сравнимы с М46, поэтому их маневренность была одинаковой. Однако для М47 были разработаны специальные плавсредства для переправы через водные преграды. Движение по воде осуществлялось с помощью двух гребных винтов, установленных в нишах кормового понтона и имевших привод от ведущих колес. Максимальная скорость движения танка на плаву достигала 10 км/ч.

М47



Повороты на воде обеспечивались торможением или остановкой одной из гусениц. При выходе на сушу экипаж сбрасывал понтоны, подрывая специальные заряды, помещенные в креплениях понтонов. На плаву М47 мог вести огонь из пушки и спаренного с ней пулемета.

Основным вооружением танка стала модернизированная 90-мм танковая пушка М36. Ствол пушки - моноблок с навинтным казенником, дульным тормозом (в зависимости от модификации дульный тормоз имел Т-образную, цилиндрическую или щелевую форму) и эжекционным устройством для удаления из канала ствола пороховых газов. Начальная скорость снаряда более 900 м/с. Механизмы наведения пушки имели электрогидравлический и ручной приводы. Пульты управления электроприводами расположены у наводчика и командира танка, благодаря чему они могли самостоятельно вести прицельный огонь. В боекомплекте пушки входили выстрелы с бронебойно-трассирующим снарядом, осколочно-фугасной гранатой, подкалиберным снарядом с отделяющимся поддоном, невращающимся кумулятивным снарядом и с дымовым трассирующим снарядом. В качестве вспомогательного вооружения на танке установлены два 7,62-мм пулемета М1919А4 (спаренный с пушкой и курсовой) и 12,7-мм зенитный пулемет М2НВ, смонтированный на штыревой установке перед люком командира. Силовая установка - 12-цилиндровый бензиновый двигатель А/М790-5В "Континенталь" воздушного охлаждения с V-образным расположением цилиндров. Силовая передача - гидромеханическая трансмиссия типа "Кросс-Драйв" СО-850-4. Ходовая часть танка имеет шесть опорных и три поддерживающих катка с каждой стороны. Подвеска независимая, торсионная, с гидравлическими амортизаторами телескопического типа, установленными на передних и задних катках. Ведущие колеса заднего расположения. Между ведущим колесом и задним опорным катком установлен натяжной ролик.

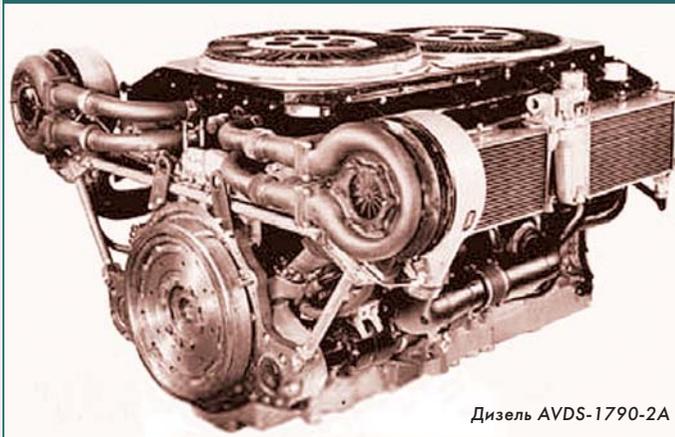
Танк М47 поступил в армию США в весьма ограниченном количестве, но широко поставлялся на экспорт в армии стран НАТО и других государств, поэтому общий выпуск составил более 8,5 тыс. единиц.

Модернизировать М47 в армии США не стали, а заменили на М48. А вот французы ставили на него пушку от АМХ-30, итальянцы - английскую 105-мм пушку L7, а австрийцы - дизель своей конструкции. Но при этом боевая эффективность танка в отличие от стоимости не возрастала, поэтому дальше экспериментальных образцов дело не пошло.

Да и в конструкции М47 не заложили резерв для модернизации. Его шасси, разработанное еще во Вторую мировую войну, не было рассчитано на большие скорости движения, поэтому при установке более мощного двигателя требовалось менять и ходовую часть. Поэтому серьезных программ модернизации М47 было всего две.

Так в Испании фирма Talbot с участием американской компании Chrysler в 1970-е годы осуществила модернизацию танков М47 до уровня М47Е1 и М47Е2.

Основные направления при переделке М47 в М47Е1 (330 танков): замена двигателя и доработка трансмиссии. Вместо бензинового двигателя установили дизель AVDS-1790-2А. При модернизации ходовой части были заменены амортизаторы и удален натяжной ролик. В результате скорость возросла до 54 км/ч. При модернизации до уровня М47Е2 (46 машин) в башню установили немецкую пушку Rh-105.



Дизель AVDS-1790-2А

M48A3



Поскольку танк М47 так и не был принят на вооружение, то в октябре 1950 г. конструкторское бюро Детройтского арсенала приступило к проектированию нового среднего танка. Но если неудавшийся М47 (исходный вариант - Т42) базировался на опытном лёгком танке Т41, то в основу проекта новой машины положили конструкцию опытного тяжёлого танка Т43. От него унаследовали новый цельнолитой корпус обтекаемой подковообразной формы, близкий к овалу в поперечном сечении. Американские специалисты считали, что такая форма корпуса при равной толщине брони обеспечит лучшую баллистическую и противоминную защиту, по сравнению с традиционными конструкциями. Кроме того, на новом среднем танке диаметр башенного погона сохранили таким же, как на тяжёлом - 2159 мм. И это несмотря на то, что он должен был вооружаться 90-мм пушкой, а не 120-мм, как на Т43. Такое решение позволило придать стенкам башни значительный наклон и отказаться от развитой кормовой ниши. В целом башня имела форму, близкую к полусфере, что существенно повысило её снарядостойкость.

Проект танка завершили к декабрю 1950 г.

А 27 февраля следующего года проект был официально одобрен военными и получил обозначение 90 mm Gun Tank T48. Шасси первого прототипа поступило на двухнедельные заводские ходовые испытания на полигон в Челси в январе 1952 г.

T48



И ещё не были изготовлены и направлены на испытания прототипы танка Т48, но ввиду срочной потребности армии в новом танке, 2 апреля 1953 г. он был принят на вооружение под обозначением 90 mm Gun Tank M48. Помимо этого, ему присвоили имя собственное "Генерал Паттон III" (General Patton III). С изготовлением первого прототипа в апреле государственные испытания танков начались на Абердинском полигоне и полигоне в Форт Нокс и продолжались до конца 1952 г. По их результатам в конструкцию танка внесли многочисленные изменения.

Серийное производство М48, тогда ещё под обозначением Т48, началось на заводах фирм Chrysler Corporation (должен был изготовить 548 танков), ещё трём фирмам (в т.ч. General Motors Corporation и Ford Motor Company) предстояло изготовить по 400 машин ещё до завершения испытаний.

Корпус танка представлял собой одну отливку массой 13 т. Её лобовая часть имела округлую обтекаемую форму, выгодную с точки зрения снарядостойкости. Толщина лобовой и бортовой брони составляла соответственно 120 и 75 мм. В передней части корпуса на регулируемом сиденье располагался механик-водитель, управлявший танком с помощью штурвала, рычага переключения передач и педали тормоза. Для наблюдения за полем боя он имел перископические приборы, а также инфракрасный прибор ночного видения.

Над боевым отделением располагалась полусферическая литая башня (масса составляла 6,3 т) с вооружением. На крыше башни располагались командирская башенка с люком, люк заряжающего и турель зенитного пулемёта, а внутри - рабочие места командира, наводчика (справа от пушки) и заряжающего (слева). Всего экипаж насчитывал четыре человека.

Основное вооружение состояло из 90-мм танковой пушки М41 с длиной ствола 50 калибров и начальной скоростью бронебойных снарядов до 914 м/с. Для удаления газов из канала ствола пушка была снабжена эжекционным устройством. Затвор пушки вертикальный, клиновидный, полуавтоматический. Противооткатные устройства состояли из гидравлического тормоза отката и пружинного накатника. Для наведения пушки на цель использовались электрогидравлический и ручной приводы. Стрельбу из пушки мог вести как командир танка, так и наводчик.

В качестве вспомогательного вооружения использовался спаренный 7,62-мм пулемёт "Браунинг" (Browning) М1919А4 и 12,7-мм зенитный пулемёт М2НВ.

Турель зенитного пулемёта имела дистанционное управление, с помощью которого командир танка мог вести стрельбу, находясь в башне. Боекомплект танка составляли 60 выстрелов, 5900 патронов калибра 7,62 мм, 180 патронов калибра 12,7 мм.

На танке устанавливался 12-цилиндровый V-образный карбюраторный двигатель воздушного охлаждения AV-1790-5В мощностью 810 л.с. Двигатель размещался в МТО вдоль продольной оси танка и был объединён в общий блок с агрегатами трансмиссии. От двигателя крутящий момент передавался на ведущие колёса через гидромеханическую силовую передачу CD-850-5 типа "Кросс-Драйв" и одноступенчатые бортовые редукторы. Максимальная скорость - 42 км/ч.

Ходовая часть, применительно к одному борту, состояла из шести обрезиненных опорных катков, пяти обрезиненных поддерживающих катков, ведущего колеса заднего расположения со съёмными зубчатыми венцами и направляющего колеса. Подвеска индивидуальная торсионная. Топливом двигателю служил бензин с октановым числом не ниже 80, ёмкость размещённых внутри танка топливных баков составляла 757 л. Этого количества топлива хватало на 113 км, и для увеличения запаса хода на танк устанавливались четыре 208-литровых бочки, подсоединённые к топливной системе танка. Перед боем бочки снимались.

С 1952 по 1959 год промышленность США выпустила 11 703 машины. Модернизация, начавшаяся практически сразу после начала серийного производства, в 1954 г. привела к появлению модификации М48А1 с устранёнными дефектами, выявленными в ходе испытаний опытных образцов. На машине появились Т-образный дульный тормоз пушки, сдвижная крышка люка механика-водителя, командирская башенка с крупнокалиберным пулемётом, усовершенствованная трансмиссия, был установлен двухплоскостной стабилизатор наведения орудия и др. Боевая масса танка возросла с 44 т до 47,3 т после модернизации.

M48A1



На танках модификации М48А2, появившихся спустя год, устанавливался бензиновый двигатель AVI-1970-8 с непосредственным впрыском топлива мощностью 825 л.с., а ёмкость топливных баков довели до 1440 л, благодаря чему запас хода возрос до 400 км. Танк получил трансмиссию "Аллисон" (Allison) CD-850-5. На танках, предназначенных для армии, устанавливались три поддерживающих катка, для морской пехоты - пять.

На машинах варианта М48А2С помимо этого установили прицел-дальномер М17С и ликвидировали дополнительный каток для натяжения гусеницы.

M48A2 с тремя поддерживающими катками



M48A2C



На этом серийные модификации танка М48 заканчиваются, все остальные были получены путём модернизации ранее выпущенных боевых машин. Первой в 1967 году появилась модификация М48А3, для которой брались танки модификаций М48А1 и М48А2. На них устанавливались дизельный двигатель AVDS-1790-2А и трансмиссия Allison CD-850-6 (как на танке М60), а также новая командирская башенка. Запас хода составил 463 км. Всего модернизировали 1019 танков.

Модификацией под индексом М48А4 стал ракетный танк с 152-мм пусковой установкой для ПТУР Shillelagh.

Данная ПТУР была разработана в конце 50-х годов. Под неё создали специальную пушку-пусковую установку ХМ81, которая первоначально предназначалась для танка проекта Т95.

Но этот проект в серию не пошёл и тогда эту пусковую установку поставили на М48. Испытания чем-то не удовлетворили военных, и поэтому было изготовлено всего шесть прототипов.

Испытательный пуск ПТУР Shillelagh



Ракетный М48А4



В 1975 году появилась модификация М48А5, на которую установили 105-мм пушку М68, командирскую башенку израильской конструкции с 7,62-мм пулемётом М60, спаренный с пушкой пулемёт М60D и пулемёт М60 на турели люка заряжающего. Боекомплект состоял из 54 выстрелов и 10 000 патронов. Боевая масса - 49,1 т. Поскольку модификации М48А1, М48А2 и М48А3 существенно различались между собой, то для каждой из них был разработан свой модернизационный комплект. Наименьший объем работ приходилось выполнять при модернизации М48А3 – ведь эти танки уже имели дизеля и новые трансмиссии. Стоимость доработки одного М48А3 до уровня М48А5 составляла 130 тыс. долларов. А вот для М48А1 этот показатель составлял 240 тыс. долларов – ведь на них приходилось полностью заменять моторно-трансмиссионную установку. Модернизировано 2064 танка. На базе танка М48 был создан мостоукладчик AVLB, предназначенный для преодоления различных преград шириной до 18 м танками и другими боевыми машинами. Вместо башни на нём смонтировали мостовую конструкцию и оборудование для её укладки. Мостовая конструкция типа "ножницы" представляла собой две клёпаные колеи коробчатого сечения шириной по 1,3 м, изготовленные из алюминиевых сплавов. Мост длиной 19,3 м и грузоподъёмностью 54 т обеспечивал преодоление 60 % водных преград в Западной Европе. Укладка моста на преграду осуществлялась с помощью гидравлики за 2-3 минуты, снятие - за 10-30 минут. Укладка моста производилась без выхода экипажа из мостоукладчика. На вооружение эту

М48А5



Мостоукладчик на базе М48



машину приняли в 1958 году. В качестве базы использовались шасси танков М48, М48А1 и М48А2. В конце 1960-х годов бензиновые моторы на мостоукладчиках заменили дизельными.

Помимо армии и корпуса морской пехоты США, танки "Генерал Паттон" состояли на вооружении армий многих государств, при этом неоднократно модернизировались по национальным программам.

Так, например, М48А2С наряду с "леопардами" являлись основой танкового парка сухопутных войск ФРГ в первой половине 1970-х годов. Внешне "паттоны" Бундесвера отличались от американских танков наличием больших прямоугольных ИК-прожекторов фирмы AEG-Telefunken на масках пушек. В конце 1970-х годов компания "Вегманн" модернизировала 650 танков в вариант М48А2GA2. Объём работ примерно соответствовал американскому М48А5, но с ориентировкой на конструктивно-технологическую преемственность с танком "Леопард-1". Была установлена 105-мм пушка L7А3 с теплозащитным кожухом.

М48А2GA2 - немецкий вариант М48



В следующем номере рассказ начнётся с создания в США лёгких танков.

(Продолжение следует.)



XXVII
ОЛДАЙМЕР-ГАЛЕРЕЯ
Улицы Сараякина

СКОРО!

ВЫСТАВКА СТАРИННЫХ
АВТОМОБИЛЕЙ



РЕКЛАМА

7-11 КВЦ "СОКОЛЬНИКИ"
МАРТА 2017
OLDTIMER.RU

JAZZ 89.1 FM телеканал
Москва 24

LIVEJOURNAL

Sodick

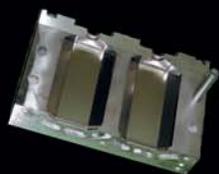


45000 линейных электроискровых станков в эксплуатации

(свыше **700** в России, Украине и др. государствах
бывшего СССР; на 06.2017 г.)

Единственный в мире изготовитель электроискровых (электроэрозионных) станков с проверенными временем плоскопараллельными линейными двигателями (ЛД).
Производство электроискровых линейных станков (станков с ЛД) с 1998 г.
Все линейные станки **Sodick**, включая самые первые 1998-1999 гг., по настоящий момент сохраняют неизменную точность позиционирования!

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



Точность позиционирования:
гарантия **10** лет
Впервые в отрасли!

60 лет опыта производства ЭИ станков!

Smart Pulse & Smart Linear

ЛИНЕЙНЫЕ ЭЛЕКТРОИСКРОВЫЕ ПРОВОЛОЧНО-ВЫРЕЗНЫЕ СТАНКИ

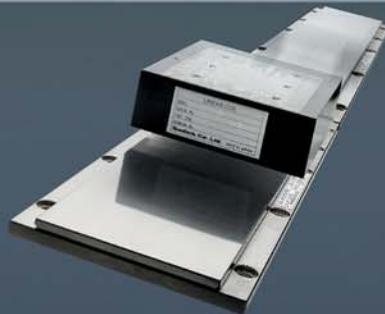


**УЛУЧШЕННАЯ
ШЕРОХОВАТОСТЬ**



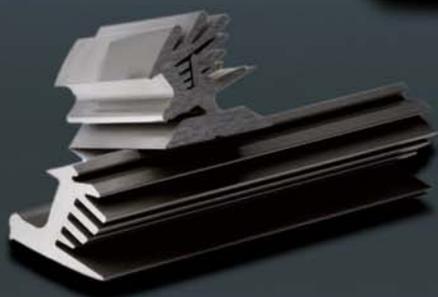
ALC400G

ALC600G



**ЭИ станки с жесткими
плоско-параллельными
линейными приводами.**

**45 000 ЭИ линейных
станков – с 1998 года.**



Sodick



«Черный пояс» – за выдающуюся культуру производства.

Обработывающие центры, которые доказывают добросовестность производства.

На фирме Hermle клиенты получают быструю и компетентную поддержку, ценят персонал предприятия, проявляют преданность и доверие по отношению к поставщикам, заботятся об окружающей среде. Такой подход оправдывает себя – не в последнюю очередь, в постоянно высоких показателях. За здоровый рост совместно со всеми, кто в нем участвует.

Больше о добросовестности и культуре нашего предприятия:
hermle6.de

Машиненфабрик Бертольд Хермле АГ, Госхайм телефон: +49 7426/95-0 info@hermle.de

127018, Москва,
ул. Полковная, д. 1, стр. 4.
Тел.: +7 495 627 36 34.
Факс: +7 495 627 36 35.
www.hermle-vostok.ru

