

КОСМИЧЕСКИЕ ДВИГАТЕЛИ СНТК ИМЕНИ Н.Д.КУЗНЕЦОВА

© 2006 С.Н. Тресвятский, Д.Г. Федорченко, В.П. Данильченко

ОАО «Самарский научно-технический комплекс им. Н.Д. Кузнецова»

Представлены созданные коллективом СНТК им. Н.Д. Кузнецова ракетные двигатели. Востребованность модифицированных ракетных двигателей НК-331 и НК-431 в настоящее время определилась достаточно высокой их конкурентоспособностью, которая, как известно, зависит от технического совершенства рабочего процесса, эксплуатационных расходов, надежности и себестоимости.

Первые замыслы о тяжелых ракетах-носителях появились у С.П. Королева в 1956 г. Тогда идею создания тяжелого носителя сочли преждевременной. Но уже в июне 1960 г. по инициативе Сергея Павловича было принято постановление Совета Министров СССР об эскизных проработках по тяжелому носителю.

С.П.Королеву нужны были двигатели на компонентах керосин – кислород, так как двигатели на высококипящих компонентах не могли обеспечить требуемых удельных импульсов. Создание таких двигателей требовало применения жидкого кислорода в качестве окислителя и замкнутой схемы. В.П. Глушко отказался разрабатывать такой двигатель.

Поэтому С.П. Королев начал искать среди авиационных двигателистов Генеральных конструкторов, которые бы взялись за разработку двигателя на компонентах керосин – кислород. Он обратился к А.М. Люльке и С.К. Туманскому с этой просьбой, но они отказались. По совету А.Н. Туполева Сергей Павлович обратился к Н.Д. Кузнецову, и они очень быстро нашли общий язык.

Наш завод начал заниматься жидкостными ракетными двигателями с мая 1959 г. Свой подход к этой работе Н.Д.Кузнецов сформулировал так: «Мы не знаем ни открытой, ни замкнутой схемы, но работать над открытой схемой – значит проходить уже пройденный ракетчиками путь, который не имеет перспективы. Поэтому нужно брать за новую, перспективную замкнутую схему. Мы понимаем, что предстоят трудности, но без преодоления трудностей мы с вами не продвинем вперед отечественную космонавтику».

26.06.1959 г. вышло постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР о создании ЖРД для первой ступени ГР-1. Двигатель первой ступени по идее С.П. Королева и Н.Д. Кузнецова должен представлять со-

бой двигательную установку, состоящую из четырех автономно работающих одиночных двигателей, установленных на одну общую раму и объединенных общей системой питания жидким кислородом и керосином. Двигательная установка имела индекс 8Д717. Одиночный двигатель – 8Д517 тягой 36 тонн каждый был выполнен по замкнутой схеме с дожиганием окислительного генераторного газа.

В конце 1960 г. был изготовлен двигатель 8Д517. Огневые испытания двигателя 8Д517 начались 12 января 1961 г. на стендах НИИ ХИММаша (г. Загорск). В течение 1961 г. было проведено три успешных испытания одиночного двигателя: ОД-8 (23 января) наработал по программе 22 с, ОД-13 (5 апреля) – 105 с, а на двигателе ОД-19/2 (10 августа) достигнуто непрерывное время работы 150 с (по техническому заданию – 130 с) на режиме главной тяги ($R=35$ тс). Давление в камере сгорания двигателя 8Д517 при испытании составляло более 100 кгс/см^2 . Для сравнения – существующие двигатели работали по открытой схеме при давлении в камере примерно 80 кгс/см^2 . Ряд двигателей прошли повторные успешные испытания до суммарной наработки 255 с.

В 1961 году была изготовлена одна двигательная установка 8Д717. Однако испытаний двигателя 8Д717 не проводилось в связи с изменением технических характеристик ракеты.

Во второй половине 1960 г. по инициативе С.П. Королева в ОКБ Н.Д.Кузнецова была начата проработка ЖРД для лунного комплекса ракеты Н1-Л3. При этом давление в камере сгорания должно быть не менее 150 кгс/см^2 .

24.09.1962 г. вышло постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР о создании на базе находившегося в доводке двигателя той же индексации 8Д717, но тягой 38 тс одиночного двигателя 8Д517. Первые

испытания двигателя 8Д517 прошли во втором квартале 1962 г. на стенде вновь построенной экспериментально-испытательной базы в г. Куйбышеве.

В постановлении Совета Министров СССР от 24.09.1962 г. было поручено заводу разработать на базе одиночного двигателя 8Д517 двигатель для второй ступени ракеты ГР-1 с высотным соплом. Двигатель получил индекс 8Д718. Первые испытания двигателя 8Д718 прошли в сентябре 1962 г.

Во второй половине 1961 года коллектив ОКБ приступил к разработке ЖРД для трех ступеней лунного ракетного комплекса Н1-Л3. После выхода постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР (24.09.1962 г.) двигатели получили индексы 11Д51 (НК-15) – первой ступени, 11Д52 (НК-15В) – второй и 11Д53 (НК-19) – третьей ступени. Работы по двигателям 8Д717 и 8Д718 были прекращены, так как тема РН ГР-1 была закрыта.

В июле 1962 г. чертежи двигателя 11Д51 были переданы в производство. Первые испытания двигателей 11Д51 прошли 15 ноября 1963 г (11Д51), 20 сентября 1967 г. (11Д52) и 15 июля 1964 г (11Д53).

Основными проблемными вопросами при создании двигателей НК были:

- высокочастотная неустойчивость рабочего процесса в камере сгорания и газогенераторе (ВЧ-колебания);
- разрушения турбонасосного агрегата из-за касаний и поломок кислородного насоса и турбины, сопровождающиеся «разгарами»;
- гидроудары и колебания давления в топливных магистралях при запусках двигателей с высокими забросами параметров;
- ложные срабатывания системы контроля работы двигателей (системы КОРД), следовательно, низкая ее эффективность.

К решению этих проблем были привлечены все ведущие НИИ и ОКБ военно-промышленного комплекса и Академии наук СССР. Головной научной организацией был назначен ЦИАМ.

Задача обеспечения устойчивости рабочего процесса в камере сгорания была решена путем организации выноса колебательной энергии из зоны горения камеры с помощью установки удлинительных трубок на газовые каналы форсунок. Метод борьбы с ВЧ-колебаниями, впервые примененный на двигателях НК, используется в настоящее время и на других двигателях.

Для ликвидации механизма жесткого возбуждения колебаний давления в газогенераторе была внедрена двухзонная схема смешения, а из конструкции газового тракта ликвидированы глухие тупиковые полости, в которых возникали микровзрывы компонентов топлива, являющиеся источниками импульсных возмущений. На коке турбины был установлен резонансный поглотитель. Для защиты двигателя от ВЧ-колебаний в систему КОРД был введен специальный быстродействующий канал, выключающий двигатель при возникновении опасных колебаний давления.

Разрушения и «разгары» ТНА были ликвидированы путем внедрения автомата разгрузки радиально-упорного подшипника от осевых сил в кислородном насосе, применением эффективного термозащитного покрытия в тракте турбины, заменой графита на меднографит в стояночном уплотнении, упрочнением перьев лопаток шнекоцентробежного кислородного насоса и т. д. Проблемы, возникавшие при запуске двигателей, были решены путем перехода от системы одноразового запуска к системе многократного запуска применением в топливном регуляторе двигателя нового автомата запуска со строго регламентированным временем выведения двигателя на промежуточную и главную ступени тяги, уменьшением хода дифференциального клапана и т. д.

Для уменьшения гидроударов и усиления затухания колебаний давления во входных топливных магистралях двигателей были установлены перфорированные вставки в сильфонные демпферы с продольными гофрами. Ударные нагрузки, возникавшие при выключении двигателей, были снижены до допустимых величин после обеспечения плавного останова двигателей. Разработанные и внедренные мероприятия полностью исключили аварии при запуске и обеспечили высокую надежность всех переходных и временных режимов работы двигателей.

Исключение ложных срабатываний каналов системы КОРД было достигнуто путем усовершенствования логики их работы, повышения быстродействия и точности настройки, а также были приняты меры по механической и термической защите измерительных и исполнительных коммуникаций системы защиты.

Двигатели НК-15 в 1967 году успешно прошли государственные стендовые испытания и были допущены к летно-конструкторским испытаниям (ЛКИ) в составе ракеты Н1-Л3. Наземная отработка двигателей была завершена огневым испытанием блока РН Н1 с двигательной установкой (с суммарной тягой 1200 тс), которое проводилось в испытательном центре НИИ ХИММаша 23 июня 1968 г. (день рождения Н.Д. Кузнецова).

Первый пуск ракеты-носителя Н1-Л3 состоялся 21.02.1969 г. и был неудачным,

так как локальное повреждение кабеля системы КОРД (контроль работы двигателя) из-за пожара привело к ложной команде на отключение всех двигателей ракеты. Три следующих пуска тоже оказались неудачными, но только вторую аварию специалисты связывают с отказом двигателя первой ступени – отказом его турбонасосного агрегата.

В 1968 г. была начата разработка модификаций указанных двигателей для многогоразового применения: НК-33, НК-43, НК-39 и НК-31 (таблица 1).

Таблица 1. Характеристики ЖРД марки «НК»

Двигатель → Параметр ↓	8Д517	8Д717	НК-31	НК-39	НК-39К	НК-33	НК-43	НК-331	НК-431
Год создания	1960,1963	1962	1972	1970	1970	1970	1972	2007	2007
Тяга на Земле, тс	36, 38	152	-	-	29,8	154	-	185	-
Тяга в вакууме, тс	43,5	174	41	41	37,7	171,5	179	202,6	212
Удельный импульс тяги в вакууме, с	328	328	353	353	322,7	331	346	333,9	349
Давление в камере сгорания, кгс/см ²	105,5	105,5	93,8	93,8	93,8	148,3	148,3	175	175
Удельная масса, кг/тс	11,3	10,4	17,6	17,6	15,9	8,1	7,8	9,2	8,7
Ресурс, с			1140	1140		600	600	1200	1200
Суммарная наработка, с			43650 102440*)	16700 61910*)		44393 96000*)	8600 96000*)	96000*)	96000*)

*) – наработка с учетом серийных испытаний двигателей-прототипов: НК-15 (НК-33), НК-15В (НК-43), НК-19 (НК-39), НК-21 (НК-31).

На двигателях НК-33 и НК-43 впервые применены:

- камера сгорания с оригинальным конструкторским решением выноса акустической энергии из области горения;
- двухзонный газогенератор с антипульсационными перегородками в зоне горения, обеспечивающими устойчивость процесса горения по отношению к высокочастотным колебаниям;
- двухкаскадные (двухвальные) встроенные насосы окислителя и горючего с механическим и гидроприводом преднасосов;
- малогабаритный высокооборотный насос горючего, питающий газогенератор;
- шестеренчатый привод большой мощности для насоса горючего, работающий в среде керосина без автономной системы смазки и охлаждения;
- дифференциальные расходные клапаны окислителя и горючего, обеспечивающие многократный запуск;

- разделительное устройство между насосами окислителя и горючего, обеспечивающее постоянное избыточное давление азота;
- высокостабильный пиротурбинный способ запуска двигателя на самовоспламеняющихся компонентах «кислород - триэтилалюминий», обеспечивающий плавное начало процессов горения в газогенераторе и камере сгорания с помощью технологии эмульсирования азотом горючего (керосина);
- термостойкая эмаль для покрытия газового тракта турбины, обеспечивающая надежную защиту материала от воздействия горячего окислительного газа;
- высокопрочные алюминиевые сплавы для корпусных деталей насосных агрегатов.

Двигатели имели высокую надежность, которая была подтверждена большой положительной статистикой, полученной в процессе стендовой отработки: 221 испытанием

76 двигателей в широком диапазоне изменения внешних и внутренних факторов, существенно превышающем требования ТЗ. Надежность многократного запуска была подтверждена на 24 экземплярах двигателей с кратностью повторений запусков до 10 на одном двигателе. При этом параметры процесса запуска при повторных пусках сохранялись стабильными и не зависели от количества проведенных пусков.

Для подтверждения надежности был разработан и внедрен в практику испытаний комплекс высокоэффективных измерительных и диагностических средств анализа быстропротекающих динамических процессов. Были применены методы детального математического и гидродинамического моделирования нестационарных режимов работы двигателей, а также методы искусственного физического воспроизведения при стендовых испытаниях различных предполагаемых (даже маловероятных) причин отказов двигателей. Например, проводились испытания с забрасыванием на вход в кислородный насос работающего двигателя больших порций металлической стружки, целых комплектов крепежных деталей (винтов, гаек), больших кусков грубой протирочной ткани (размером 60×60 см) и др. Все это не приводило к аварийным исходам испытаний. Даже резкое, ударное перерезывание («гильотирование») с помощью специального устройства входного трубопровода горючего на работающем двигателе не приводило к взрыву и пожару, а вызывало плавное прекращение рабочего процесса с сохранением работоспособности двигателя при последующих пусках. Полученные результаты свидетельствовали о высокой надежности и чрезвычайно большой живучести доведенной конструкции двигателей и вызывали глубокое удовлетворение у всех участников работ.

Двигатели НК-33 и НК-43 подвергались не только контрольно-выборочным испытаниям, но и контрольно-сдаточным (КСИ). Это оказалось возможным благодаря многократности запуска двигателей, допускавшей проведение контрольных пусков без последующих переборок. Однако модифицированные двигатели НК-33 и НК-43, успешно прошедшие весь комплекс доводоч-

ных испытаний, в летных условиях не испытывались, что было, по-нашему мнению, большой стратегической ошибкой, отбрасывающей российское ракетостроение на 8-10 лет назад.

В мае 1974 г. лунная программа Н1-Л3 была свернута. Коллективу Н.Д. Кузнецова было поручено сосредоточиться только на разработке авиационных двигателей. Н.Д. Кузнецов не уничтожил ЖРД, как было приказано «сверху», а дал указание сохранить их. А в 1976 году один из двигателей первой ступени НК-33 вместо **140 секунд**, требуемых техническим заданием, проработал на стенде **14 000 секунд**. Потрясающая надежность!

Двигатели НК-33 после 20 лет хранения успешно прошли последовательные многократные огневые испытания в США и в России, подтвердив высокую надежность и параметры.

- Проведены успешные огневые испытания в **1995 г.** двигателя №Ф115026М (**пять пусков** с суммарной наработкой **410 с**) и в **1998 г.** двигателя №Ф115014М (**шесть пусков** с суммарной наработкой **524 с**), включая длительное испытание с форсированием тяги до 114 % и длительную работу на «горячем» кислороде при глубоком дросселировании до 50% от номинальной тяги. Испытания двигателей проведены без переборки после длительного хранения в складских условиях в течение **23-х** и **26-ти** лет. Работа выполнялась на стенде фирмы «Аэроджет» в г. Сакраменто (штат Калифорния), США (рис. 1).

- Проведены успешные огневые испытания двигателя № Ф115001 без переборки в **1998г.** на стенде ОАО «Моторостроитель» (рис. 2). Было выполнено **три пуска** с суммарной наработкой **280 с**.

- Подготовка двигателей к огневым испытаниям осуществлялась по технической документации как для вновь изготовленных двигателей после окончательной сборки.

В **1997 г.** была проведена контрольная разборка двигателя № 114061 после **24-х лет** хранения и имевшего суммарную наработку **1236 с**. Дефектация материальной части после разборки не выявила факторов, влияющих на работоспособность двигателя.

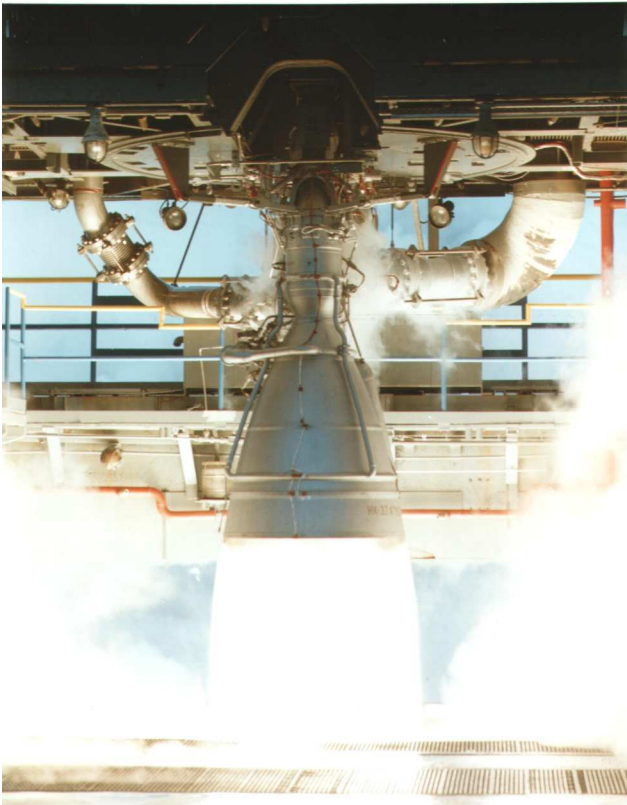


Рис. 1 Огневые испытания двигателя НК-33 на стенде фирмы Аэроджет, г. Сакраменто, США, 1995 г.

За весь период испытаний двигателей НК-33 в общей сложности был испытан **191 двигатель**, на которых выполнено **469 запусков** с суммарной наработкой **44393 с** и **42 двигателя НК-43** (с высотным соплом), на которых проведено **92 испытания** с суммарной наработкой **8600 с**.

Суммарная наработка при успешных ресурсных испытаниях серийных двигателей-прототипов составила **43560 с**. Таким образом, суммарная наработка, подтверждающая надежность модифицированных двигателей **НК-331** и **НК-431**, составляет **96000 с**.

Максимальное число пусков на одном двигателе без съема со стенда равно 17. Двигатель К-004 наработал **4,5 часа** без съема со стенда, двигатель К-005 – **3 часа**, двигатель Ф-002/2 – **1,4 часа**, а двигатель К-007/2 – **1,5 часа**.

Восемь раз производился демонтаж-монтаж ГГ без съема двигателя со стенда. Все испытания были без последствий.

Демонтаж ГГ позволяет сделать оценку технического состояния внутренних полостей ГГ, соплового аппарата



Рис. 2. Огневые испытания двигателя НК-33 на стенде ОАО «Моторостроитель», г. Самара, Россия, 1998 г.

(СА), рабочего колеса турбины (Т); выполнить инструментальный контроль тел качения в подшипнике СА.

Многоразовость действия и возможность повторных переборок или замены отдельных узлов в стендовых условиях позволили апробировать на НК-33 элементы технологии многоразового использования и эксплуатации ЖРД по техническому состоянию.

Таким образом, испытания двигателей НК-33, проведенные в Соединенных Штатах и в России, являются уникальным экспериментом в практике мирового двигателестроения, подтвердившим **работоспособность и надежность жидкостного ракетного двигателя после длительных сроков его хранения** в складских условиях.

По оценке фирмы Аэроджет (1995г.): **«НК-33 является самым надежным из всех существующих двигателей, работающих на кислороде и керосине, и демонстрирует максимальное отношение тяги к массе».**

Все эти испытания проводились с целью подтверждения возможности использо-

вания двигателей НК-33 и НК-43 на американских коммерческих ракетах-носителях «Атлас», «Дельта», «Кистлер».

В последнее время регулярно появляются проекты новых ракет-носителей «Ямал», «Аврора», «Союз-2-3», предусматривающие использование модифицированных двигателей НК-331 с целью обеспечения существенного увеличения полезного груза, выводимого на орбиту. Существуют и другие проекты, например «Воздушный старт» с модернизированным двигателем НК-431 (рис. 3). Эти двигатели снабжены узлом качания, системой управления по крену, бустерным агрегатом насоса окислителя (при необходимости), позволяющими получить большую полезную нагрузку на ракете-носителе.

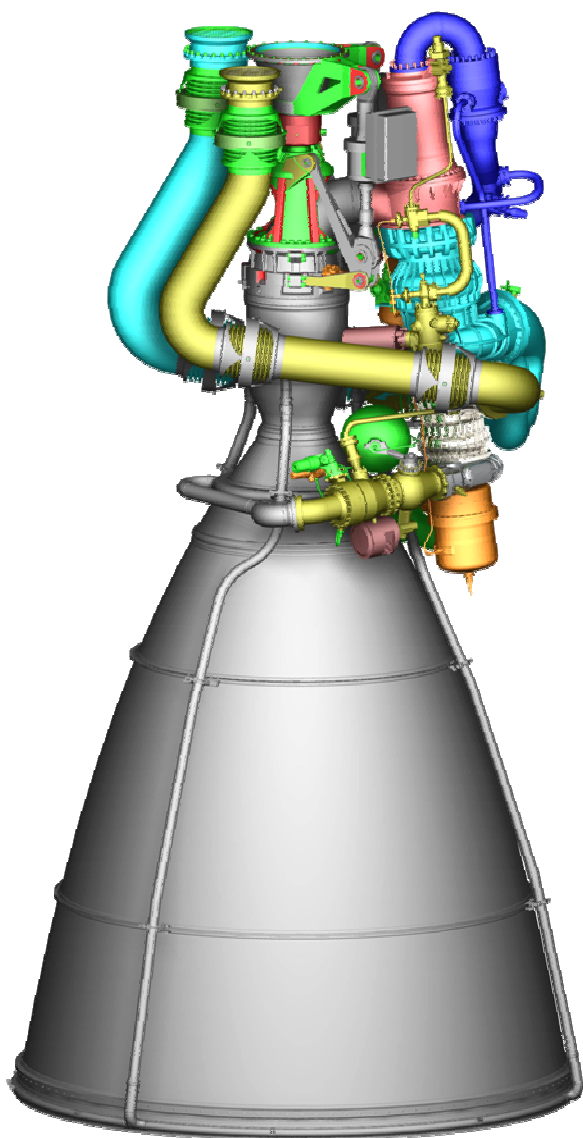


Рис. 4. Двигатель НК-431

Востребованность модифицированных ракетных двигателей НК-331 и НК-431 в настоящее время определилась достаточно высокой их конкурентоспособностью, которая, как известно, зависит от технического совершенства рабочего процесса, эксплуатационных расходов, надежности и себестоимости.

Надежность является исключительным свойством. Низкая надежность не может быть компенсирована улучшением других характеристик двигателя.

Все решения в ракетных двигателях НК, начиная от проектного выбора схемы и далее при конструировании, разработке технологического процесса, производстве и сопровождении в эксплуатации, были сделаны с учетом или в пользу надежности. Проблемой было доказать то, что принятые решения обеспечат надежность в последующей эксплуатации.

Кислородно-керосиновые ЖРД замкнутой схемы НК-331 и НК-431 в данное время являются представителями двигателей передовых технологий конструирования.

В них применены конструктивные решения, обеспечивающие их высокую надежность: стендовая многократность работы двигателя; многофорсуночная камера сгорания с высокой полнотой и стабильностью процесса сгорания; новая схема организации горения и смешения в газогенераторе; двухкаскадная энергетическая схема турбонасосного агрегата; принудительный программный запуск двигателя; клапаны топлива дифференциального типа.

При создании модернизированных ЖРД НК-331, НК-431 многократного применения сделана ставка на приобретенный опыт, знания и развитие параметров рабочего процесса, обеспечивающих конкурентоспособность по тяге, удельному импульсу тяги, массе двигателя.

Особое место при выборе конструкторских решений по важнейшим элементам ЖРД НК-331 и НК-431, которые определяют безопасность эксплуатации, занимает принцип авиационного подхода к ним при конструировании и отработке, позволяющий выполнить многократные запуски без снятия двигателя со стенда и осуществить повтор-

ные переборки двигателей в цехе с восстановлением исходного качества.

Технологическая система методов повышения надежности ЖРД «НК» включает в себя опережающие исследования запасов по производственно-технологическим факторам, внедрение специальных покрытий для защиты деталей от коррозии и эрозии при многократном применении; дальнейшее совершенствование методов упрочнения деталей методом поверхностного пластического деформирования, методов послеполетного осмотра, очистки, консервации и ремонта деталей.

При серийном производстве ЖРД «НК» создается такая организация сопровождения, которая позволяет выявить технологическую наследственность, критические места и принимать решения по исправлению их путем доработок или новых решений в конструкции.

Эксплуатационная система методов повышения надежности включает совершенствование параметрической диагностики двигателей в процессе их многократной эксплуатации в ракетном комплексе, обработку параметров в темпе полета (работы), реализацию метода эксплуатации ЖРД по техническому состоянию.

LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINES DESIGNED BY N.D. KUZNETSOV COMPANY

© 2006 S.N. Tresvyatsky, D.G. Fedorchenko, V.P. Danilchenko

N.D. Kuznetsov Company Scientific and Technical Complex in Samara

Historic references of liquid propellant rocket engines (LPRE) design and development in N.D. Kuznetsov STC are given in the article. A collective group of engineers and technicians of an experimental plant № 276 (now N. D. Kuznetsov STC) was charged with an important mission of joint design and development of LPRE on initiative of S.P. Korolyov who visited the plant and experimental bureau in 1958.

Within the period from June 1959 to May 1974 the collective body of the plant headed by N.D. Kuznetsov designed and developed for the first time in the world LPRE of a “closed” circuit generating thrust within the range of 350 kN up to 1800 kN operating with liquid propellant components of which were kerosene – oxygen.