

Использование гелия в жидкостных ракетных двигателях

© С.А. Орлин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Исследована возможность использования гелия в двигательных установках с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД). Изложены свойства гелия, представляющие интерес для разработки агрегатов ракетно-космической промышленности. Рассмотрены примеры использования гелия в современных ЖРД в качестве рабочего тела для обеспечения функционирования систем двигательной установки с ЖРД (наддув топливных баков перед запуском, привод элементов автоматики), а также проведена оценка участия гелия в рабочем процессе, происходящем в камере сгорания. Обосновано преимущество использования гелия по сравнению с другими инертными газами (например, азотом). Показано, что в случае добавки гелия в камеру сгорания ракетного двигателя для ряда топлив возможно увеличение удельного импульса. Приведены результаты перспективных разработок по созданию ЖРД, имеющих автономный контур охлаждения, указаны преимущества такого конструктивного решения. Подчеркнуто, что предложенный метод модернизации уже имеющихся ЖРД с применением рассмотренных методов использования гелия не влечет значительных переделок конструкции двигателя и экономически выгоден.

Ключевые слова: жидкостные ракетные двигатели, гелий, удельный импульс, разгонный блок, перспективные конструктивные решения

Введение. Инертный газ гелий в настоящее время широко применяется в двигательных установках с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) [1]. Такие качества гелия, как малая молярная масса (0,004 кг/моль) и хорошие охлаждающие свойства (при $T = 1000$ К удельная теплоемкость $c_p = 5,18$ кДж/(кг·К)), позволяют использовать этот газ в современных двигательных установках с ЖРД и в перспективных разработках. В жидком состоянии гелий является криогенным компонентом [2, 3].

В настоящее время гелий применяют преимущественно в газобаллонных вытеснительных системах подачи для вытеснения компонентов в жидкостный газогенератор, наддува баков с компонентами, а также как рабочее тело газовой автоматики. К вытесняющим газам обычно относят воздух, азот или гелий, но предпочтение отдают гелию, поскольку он имеет большее значение комплекса RT , обладая меньшей молекулярной массой при одинаковых условиях.

Вследствие малой молярной массы гелий характеризуется в несколько раз высшей скоростью звука, в отличие от других газов (кроме водорода), что обеспечивает высокую скорость срабатывания

агрегатов автоматических систем управления, если использовать для их привода газообразный гелий.

В настоящее время считается технически неоправданным хранение гелия в жидком состоянии на борту летательного аппарата (ЛА). При вытеснении компонентов из топливных баков, а также при наддуве баков существенное значение имеет плотность используемого газа, т. е. его удельный объем, поскольку он должен быть как можно больше. Поэтому в некоторых двигательных установках (например, космического корабля «Аполлон») используют теплообменники-нагреватели для повышения температуры, а значит, увеличения удельного объема гелия.

Отметим, что в отличие от температуры азота температура гелия повышается при его дросселировании. При этом наблюдается эффект Джоуля — Томпсона (эффект «мятия»), заключающийся в снижении или повышении температуры реального газа при адиабатном (без энергообмена с окружающей средой) дросселировании, т. е. преодолении сил трения в местном сопротивлении с неизбежной диссипацией энергии и ростом энтропии. В газожидкостных системах ракетного двигателя таким примером местного сопротивления являются автоматические редукторы и обратные клапаны, дроссельные шайбы или жиклеры и аналогичные проточные элементы, через которые проходит газ, претерпевая общее снижение статического и полного давления.

В технически реальных диапазонах давления и температуры адиабатическое дросселирование гелия сопровождается нагревом газа, а дросселирование азота приводит к интенсивному охлаждению.

Вместе с тем вследствие малого размера молекул гелий может проникать через металл, если его температура выше 700...800 К (500...600 °С). Указанные значения температуры служат границей, за которой требуются специальные конструктивные меры для использования гелия в ЖРД.

На современном этапе развития пилотируемой космонавтики большое значение имеют двигательные установки с вытеснительной системой подачи как наиболее надежные по сравнению с оснащенными турбонасосными агрегатами. Это было продемонстрировано при реализации программы «Аполлон» (США, НАСА), принятой в 1961 г. в целях осуществления первой пилотируемой высадки на Луну и завершенной в 1975 г.

Все шесть лунных экспедиций подтвердили надежность работы двигательной установки с вытеснительной системой подачи. Авария на космическом корабле «Аполлон-13» произошла из-за технологического дефекта кислородной системы, не имеющей отношения к двигательным установкам, в которых был использован гелий в качестве газа наддува.

Одной из обязательных предстартовых полетных операций является предпусковой наддув ракеты. При использовании криогенных компонентов (кислорода, водорода) наддув баков двигательной установки осуществляется компонентами, находящимися в баках, газифицированных в элементах ЖРД. Но перед пуском для наддува, как правило, используется инертный газ.

При выборе газа следует иметь в виду, что он не должен вступать в реакцию с компонентами или легко растворяться в них. Также важно учитывать, что при наддуве баков с низкокипящим компонентом температура снижения вытесняющего газа должна быть ниже температуры кипения компонента, чтобы исключить конденсацию в баке газа наддува. Этому требованию отвечает гелий.

Бак с керосином, как правило, наддувают гелием как перед стартом, так и во время работы двигательной установки. Единственной ракетой, в которой при наддуве керосинового бака первой и второй ступени используется генераторный газ, является ракета Н-1. В ней при наддуве генераторного газа температура снижается в специальном смесителе (подобно ЖРД РД-253 и РД-275 в ракете «Протон»), поскольку громадный объем ее керосиновых баков (объем бака первой ступени составляет 680 м^3) потребовал бы и большого количества гелия, что увеличило бы размеры ракеты и привело бы к ухудшению массовых характеристик.

Следует отметить, что использование гелия для обеспечения запуска ЖРД РД-170, когда осуществляется подача сжатого гелия в магистрالی продувки полостей газогенератора и камер для эмульсирования горючего в целях флегматизации процесса горения топлива при запуске, обеспечивает плавное нарастание давления в камерах и газогенераторе двигателя.

Проекты использования гелия. Опишем два перспективных проекта по использованию гелия в ЖРД, разрабатываемых на кафедре «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана совместно с сотрудниками предприятий ракетного двигателестроения, в которых автор принимал непосредственное участие.

Первым проектом было расчетно-аналитическое исследование добавления гелия в камеру сгорания ЖРД в целях повышения удельного импульса [4]. Актуальной задачей сегодня является увеличение удельного импульса ЖРД с минимальными экономическими затратами, т. е. с использованием современной технологии создания двигателей.

Эффективность ЖРД характеризуется таким основным показателем, как удельный импульс тяги $I_{\text{уд}}$, т. е. тяга двигателя, которая приходится на 1 кг топлива, расходуемого в течение 1 с.

Для анализа влияния различных факторов на величину $I_{\text{уд}}$ можно воспользоваться уравнением

$$I_{\text{уд}} = \sqrt{2RT \frac{k}{k-1} \left[1 - \left\langle \frac{p_c}{p_k} \right\rangle^{\frac{k-1}{k}} \right]},$$

где R — газовая постоянная (удельная); T — температура продуктов сгорания в камере сгорания; k — показатель адиабаты расширения, зависящий от состава продуктов сгорания и температуры газов; p_c и p_k — соответственно давление на срезе сопла и в камере сгорания.

Из уравнения следует, что удельный импульс тяги $I_{\text{уд}}$ зависит от температуры и газовой постоянной продуктов сгорания, а также от степени их расширения при истечении из сопла двигателя. Последняя величина определяется конструкцией ЖРД и условиями его применения. Тяга двигателя повышается с уменьшением отношения p_c/p_k , поэтому энергетические показатели топлив сравнивают при одинаковых условиях.

Величинами, характеризующими энергетические возможности используемых топлив, как это показано в уравнении для определения $I_{\text{уд}}$, является температура T продуктов сгорания в камере двигателя и газовая постоянная R топливной смеси. Температура продуктов сгорания определяется теплопроизводительностью топлива, т. е. тепловым эффектом химического взаимодействия между окислителем и горючим (отнесенным к единице массы или объема топлива). Газовая постоянная продуктов сгорания определяется их составом. Чем меньше молекулярная масса продуктов сгорания топлива, тем при равной теплопроизводительности больше его удельный импульс тяги $I_{\text{уд}}$.

Одним из таких путей решения указанной задачи является использование добавки нейтрального газа (гелия). Прирост удельного импульса в данном случае будет определяться увеличением значения газовой постоянной смеси $R_{\text{см}}$ за счет снижения молекулярной массы.

При выборе гелия за определяющий параметр был взят атомный вес, так как гелий — одноатомный газ. Представим сравнительную характеристику атомных масс различных одноатомных нейтральных газов:

Гелий	4	Аргон	40
Неон	20	Криптон	84
Ксенон	131		

Поскольку важно получить наибольшее значение газовой постоянной смеси, выбрали гелий как самый оптимальный из перечисленных газов:

$$R_{\text{см}} = \frac{R}{\mu_{\text{см}}}.$$

При добавлении гелия в топливо некоторое количество теплоты будет идти на нагрев самого гелия. Это приведет к снижению температуры топлива, напрямую зависящего от количества добавляемого инертного газа. Таким образом, при использовании гелия отмечаются два явления:

- 1) увеличение газовой постоянной смеси продуктов сгорания $R_{см}$;
- 2) уменьшение температуры продуктов сгорания вследствие дополнительных затрат на нагрев нейтрального газа, не участвующего в процессе горения.

Подчеркнем, что снижение температуры в камере сгорания несет в себе не только негативный результат — этот процесс приводит к уменьшению затрат на охлаждение камеры, что расценивается как положительное явление.

Оба фактора зависят от количества добавленного гелия, хотя их влияние противоположное.

Следует также иметь в виду, что на борту ЛА всегда есть гелий, используемый для наддува баков, продувки магистралей подачи и элементов двигательной установки, а также привода пневмоавтоматики. Это исключает необходимость использовать в ряде случаев специальные системы, резко ухудшающие массовые характеристики двигательной установки.

Для анализа влияния добавления гелия был выбран ракетный двигатель, работающий на следующих топливных парах:

- $N_2O_4 + НДМГ$;
- жидкий $O_2 +$ керосин;
- жидкий $O_2 +$ жидкий H_2 ;
- жидкий $F_2 +$ жидкий H_2 .

Параметры двигателя: $p_k = 150$ МПа; $p_c = 0,8$ МПа.

Количество нейтрального газа (гелия) в качестве примеси к топливу составляло от 5 до 45 % относительно массы топлива. Расчеты были проведены на ЭВМ по программе ASTRA32. Полученные результаты показали, что использование гелия в качестве добавки к основному топливу (для топливных пар «жидкий $O_2 +$ керосин» и « $N_2O_4 + НДМГ$ ») в пределах от 5 до 40 % секундного расхода топлива положительно сказывается на удельном импульсе.

Вместе с тем, как указано выше, использование гелия в качестве добавки иногда приводит к появлению на борту ракеты-носителя дополнительной системы, что может ухудшить массовые характеристики и усложнить как всю конструкцию, так и пневмогидросхему двигательной установки.

Результат выполнения проектов. Подводя итог, можно рекомендовать использовать увеличение удельного импульса посредством добавки гелия в камеру ЖРД в случае наличия многокамерной

двигательной установки. При возникновении ситуации, когда одна или две камеры не выходят на номинальный режим по величине тяги, можно форсировать другие камеры, добавляя в топливо гелий.

Вторым проектом, связанным с использованием гелия в ЖРД, является проработка возможности повышения характеристик жидкостных ракетных двигателей посредством введения в состав двигательной установки автономного контура охлаждения камеры сгорания.

По объективным, техническим и экономическим причинам на имеющихся отечественных средствах выведения целесообразнее использовать разгонные блоки с двигательными установками на кислородно-керосиновом топливе или на топливе «кислород + некриогенное и нетоксичное синтетическое углеводородное горючее высокой плотности».

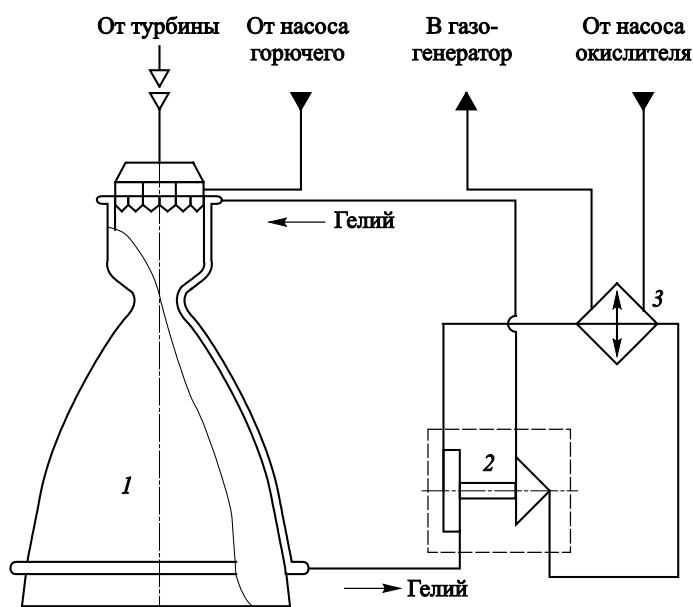
Известно, что с точки зрения максимальных энергетических возможностей на космических кислородно-углеводородных разгонных блоках целесообразно использовать ЖРД замкнутой схемы. В настоящее время разработана такая замкнутая схема с дожиганием окислительного газогенераторного газа (РД-253, РД-120, НК-33 и др.).

В ходе развития двигателей традиционной схемы с дожиганием окислительного генераторного газа достигнут практически предельный (для каждого уровня тяги ЖРД) уровень давления в камере сгорания. Это связано с ограничениями по стойкости конструкционных материалов в высокотемпературном окислительном газе, от температуры которого зависит мощность, развиваемая турбиной турбонасосного агрегата подачи компонентов топлива в камеру сгорания.

Сегодня наиболее совершенным по совокупности технических параметров маршевым двигателем для кислородно-углеводородных ЖРД является двигатель с дожиганием окислительного газа, разработанный в 1970–1973 гг. Последняя модификация такого двигателя имеет тягу 8 тс и удельный импульс 352 с на керосине. Повышение энергетических возможностей двигателя за счет дальнейшего увеличения степени расширения газов в сопле ограничивается стойкостью конструктивных материалов в высокотемпературном окислительном газе и возможностями по охлаждению камеры сгорания. Эта проблема не может быть эффективно решена в рамках традиционных схем подачи топлива.

Существенное улучшение энергетических параметров ЖРД возможно при ликвидации потерь удельного импульса в результате расхода горючего на внутреннее охлаждение камеры и при повышении давления в ней. С целью достигнуть этого для охлаждения камеры сгорания используют промежуточный высокоэффективный охладитель, не являющийся компонентом топлива.

Особенностью такой схемы охлаждения камеры сгорания двигателя является наличие в его составе дополнительного агрегата (например, турбокомпрессора, турбодетандера), обеспечивающего циркуляцию промежуточного охладителя в тракте камеры сгорания, а также высокоэффективного компактного теплообменника, в котором теплота, отведенная от камеры сгорания промежуточным охладителем, сбрасывается в криогенный компонент, подаваемый в камеру (рисунок). В кислородно-углеводородных ЖРД таким компонентом служит жидкий кислород. В системе охлаждения с промежуточным охладителем необходимо предусматривать предварительный запуск циркуляции охладителя по замкнутому контуру. Все это ведет к некоторому усложнению конструкции двигателя.



Принципиальная пневмогидросхема гелиевого контура охлаждения жидкостного ракетного двигателя:
1 — камера двигателя; 2 — турбодетандер; 3 — теплообменник

Тем не менее применение высокоэффективных охладителей для охлаждения камеры сгорания двигателей оправданно, так как дает существенное повышение энергетических характеристик ЖРД.

Согласно проведенному анализу, наиболее перспективен в качестве охладителя газообразный гелий высокого давления. Ближайшими его «конкурентами» как промежуточного охладителя камеры сгорания являются газообразный водород и метан, но они обладают существенными недостатками, что делает их использование в ЖРД маловероятным. Что же касается гелия, то специальной системы хранения этого газа в сжатом состоянии для охлаждения камеры сгорания не требует-

ся, поскольку на борту кислородно-углеводородных разгонных блоков всегда имеется определенный запас гелия высокого давления (для наддува топливных баков и управления пневмоавтоматикой двигательной установки).

К недостаткам гелия, как и любого газообразного промежуточного охладителя, можно отнести сравнительно большие затраты мощности на его сжатие для компенсации гидропотерь в тракте охлаждения, что требует создания высокооборотных компрессоров с высоким КПД. Это сложная, но решаемая техническая проблема.

Помимо перечисленных выше особенностей применения промежуточных охладителей отметим еще одну: любой современный ЖРД можно модернизировать под применение промежуточного охладителя при минимальных переделках конструкции двигателя и, соответственно, минимальных затратах времени и средств.

Это положение подтвердилось при развертывании работ по модернизации двигателя для третьей ступени и разгонного блока.

Работы, проводившиеся на предприятиях, показали реальную техническую осуществимость создания перспективного кислородно-углеводородного двигателя тягой 8 тс с охлаждением камеры гелием высокого давления в короткие сроки.

В настоящее время выпущен эскизный проект по модернизированному ЖРД для разгонного блока, а также завершаются работы по созданию высокоэффективного гелий-кислородного теплообменника, предназначенного для использования в модернизированном двигателе. При этом в нем по сравнению с прототипом будут доработаны следующие элементы конструкции:

- насос горючего основного турбонасосного агрегата — переход на промежуточный охладитель позволит отказаться от охлаждения камеры сгорания двигателя горючим; после доработки насоса горючего высвободиться мощность, которая ранее расходовалась на преодоление гидросопротивления регенеративного тракта камеры сгорания двигателя;

- газогенератор — в результате доработки в модернизированном двигателе в газогенератор будет поступать не жидкий, а газообразный кислород;

- камера сгорания — доработка приведет к исключению завес внутреннего охлаждения и перепрофилированию тракта регенеративного охлаждения. При этом не изменится организация внутрикамерных процессов, поскольку не изменится ядро потока продуктов сгорания. Доработки форсуночной головки камеры сгорания, за исключением, может быть, периферийных слоев, не потребуются.

Кроме того, в составе двигателя, как отмечалось выше, появляются новые агрегаты: турбокомпрессор, обеспечивающий циркуляцию промежуточного охладителя по замкнутому контуру, и гелий-кислород-

ный теплообменник, в котором происходит передача теплоты, отведенной гелием от камеры сгорания двигателя в кислород.

Таким образом, основная часть узлов и агрегатов двигателя-прототипа при модернизации остаются неизменными, а доработки таких ответственных узлов двигателя, как камера сгорания и турбо-насосный агрегат, минимальны и не требуют проведения большого объема подтверждающих и доводочных испытаний.

Проработки, проведенные в рамках эскизного проекта по модернизации высотного двигателя, показали, что, несмотря на усложнение конструкции двигателя за счет введения теплообменника и компрессора, использование промежуточного охладителя позволяет не только резко повысить энергетику двигателей аналогичных схем, но и упростить их огневую отработку. Это происходит за счет значительного повышения «рассчетности» процессов, протекающих в двигателе, работы агрегатов двигателя (более автономной по сравнению с традиционной замкнутой схемой) и за счет возможности проведения начальной огневой отработки в значительно облегченных условиях по охлаждению камеры сгорания. Это позволяет повысить ресурс создаваемых двигателей и испытательных стендов и не допустить разрушения последних при возможных авариях.

Применение системы охлаждения с использованием промежуточных охладителей, не являющихся компонентами топлива, позволит значительно повысить энергетические возможности космических разгонных блоков. Удельный импульс модернизированного двигателя повышается до 370 с, что на 18 с больше, чем у прототипа. Причем 14 из 18 с обеспечивают именно внедрение промежуточных охладителей. Проведенными огневыми испытаниями двух двигателей-демонстраторов, доработанных в части исключения завес внутреннего охлаждения и охлаждаемых при испытаниях водой от стендовых систем, подтверждена высокая эффективность применения промежуточного охладителя.

Замена существующего двигателя для разгонного блока модернизированным двигателем с гелиевым охлаждением камеры сгорания даст возможность увеличить на 10...20 % массу выводимого на геостационарную орбиту полезного груза в зависимости от запасов топлива.

К сожалению, несмотря на полученные в результате проделанной работы результаты [5], их широкомасштабное внедрение в настоящее время не состоялось по объективным причинам. Хочется надеяться, что это произойдет с появлением новых глобальных проектов по исследованию космического пространства.

Выводы. Расчетным путем установлено, что для жидкостного ракетного двигателя, работающего на топливных парах «жидкий

O_2 + керосин» и « N_2O_4 + НДМГ», существует возможность увеличения удельного импульса посредством добавления в камеру сгорания нейтрального газа (гелия). Оптимум добавки гелия, который ведет к максимальному увеличению значения $I_{уд}$ для топливной пары «жидкий O_2 + керосин», составляет 14 % общего секундного расхода топлива, для топливной пары « N_2O_4 + НДМГ» — 10 %. Применение гелия в качестве добавки целесообразнее использовать при одномоментной необходимости увеличения тяги. В этом случае можно воспользоваться имеющимся на борту гелием, используемым во вспомогательных системах. Использование добавки гелия для топливных пар «жидкий O_2 + жидкий H_2 » и «жидкий F_2 + жидкий H_2 » не увеличивает, а, наоборот, приводит к снижению импульса.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Добровольский М.В. *Жидкостные ракетные двигатели*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016.
- [2] Фастовский В.Г., Ровынский А.С., Петровский Ю.В. *Инертные газы*. Москва, Атомиздат, 1972.
- [3] Финкельштейн Д.Н. *Инертные газы на Земле и в космосе*. Москва, Наука, 1979. (Серия наука и технический прогресс).
- [4] Якуцени В.П. *Традиционные и перспективные области применения гелия*. Санкт-Петербург, ВНИГРИ, 2009.
- [5] Орлин С.А. Повышение экономичности кислородно-углеводородных ЖРД различного назначения путем внедрения промежуточного охладителя. *Труды МГТУ им. Н.Э. Баумана*, № 608, «Теория и практика современного ракетного двигателестроения», сб. статей. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013.

Статья поступила в редакцию 02.11.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Орлин С.А. Использование гелия в жидкостных ракетных двигателях. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 1.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-01-1572>

Орлин Сергей Андреевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: изучение различных способов повышения удельного импульса жидкостных ракетных двигателей.

Using helium in liquid rocket engines

© S.A. Orlin

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

We study a possibility of using helium in propulsion plants with liquid rocket engines (LREs). We list those properties of helium that might be relevant to developing aerospace industry assemblies. We consider examples of using helium as a working body in contemporary LREs for ensuring the functioning of LRE propulsion plant systems (such as pressurisation of propellant tanks before launch or the automation component actuator); we also estimate the role helium plays in the work process taking place in the combustion chamber. We prove that using helium is advantageous as compared to other inert gases (for example, nitrogen). We show that, for a range of propellants, adding helium to the liquid rocket engine combustion chamber may increase specific impulse. We supply results of promising developments in the sphere of designing LREs with an autonomous cooling loop and state the advantages of this design option. We emphasise that the suggested method of upgrading existing LREs that employs the helium application techniques described in the article does not entail significant alterations to the engine design, which means it is economical.

Keywords: *liquid rocket engines, helium, specific impulse, upper stage, promising design options*

REFERENCES

- [1] Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli* [Liquid rocket engines]. Moscow, BMSTU Publ., 2016.
- [2] Fastovskiy V.G., Rovynskiy A.S., Petrovskiy Yu.V. *Inertnye gazy* [Inert gases]. Moscow, Atomizdat Publ., 1972.
- [3] Finkelshteyn D.N. *Inertnye gazy na Zemle i v kosmose* [Inert gases on the Earth and in space]. Moscow, Nauka Publ., 1979. (Seriya nauka i tekhnicheskii progress) [Science and technological progress series].
- [4] Yakutseni V.P. *Traditsionnye i perspektivnye oblasti primeneniya geliya* [Conventional and promising fields of helium application]. St. Petersburg, All-Russia Petroleum Research Exploration Institute Publ., 2009.
- [5] Orlin S.A. Povyshenie ekonomichnosti kislородно-uglevodorodnykh ZhRD razlichnogo naznacheniya putem vnedreniya promezhutochnogo okhladitelya [Increasing efficiency of oxygen/hydrocarbon LRE for various purposes by means of introducing intermediate coolant]. *Trudy MGTU im. N.E. Baumana no. 608 "Teoriya i praktika sovremennogo raketnogo dvigatelestroeniya", sb. statey* [Proc. of Bauman Moscow State Technical University, no. 608 "Theory and practice of contemporary rocket engine development"]. Moscow, BMSTU Publ., 2013.

Orlin S.A. (b. 1937) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1960, Department of Aircraft Engines. Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University.