

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 683.878.2

Разработка новых удельных параметров реактивного двигателя в зависимости от степени закоксованности топливных форсунок

К.В. Алтунин

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева — КАИ

Development of New Specific Parameters for a Jet Engine Depending on a Degree of Non-Coked Fuel Nozzles

K.V. Altunin

Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev — KAI

Рассмотрены удельные параметры реактивных двигателей, применяемые для их качественного сравнения. Выполнен анализ источников информации по осадкообразованию и возможным температурным режимам реактивных двигателей. Актуальность исследования обусловлена тем, что до сих пор при работе реактивных двигателей происходит непредвиденный выход из строя топливных форсунок, также возможны неисправности топливной системы. Форсунки могут быть частично или полностью закоксованы, что неизбежно ведет к снижению тяги реактивных двигателей разного типа (воздушно-реактивных, жидкостных и др.), работающих на жидких углеводородных горючих. Предложены новые удельные параметры, которые характеризуют совершенство реактивного двигателя в зависимости от работоспособности и степени закоксованности (незакоксованности) топливных форсунок. Применение новых удельных параметров позволит более тщательно оценивать качество исполнения камеры сгорания и форсунок, уровень надежности и ресурс реактивного двигателя.

EDN: MGBHYR, <https://elibrary/mgbhyr>

Ключевые слова: реактивный двигатель, топливная форсунка, удельный параметр, тяга двигателя

New specific parameters for a jet engine have been observed in the article, which may result in more qualitative analysis and comparison of jet engines as well. The scientific references review on a topic of deposit formation and possible temperature conditions of jet engines has been made successfully. The relevance of research is connected with a fact that until now there is unexpected fuel nozzles failure when a jet engine is operating, and additionally, there may be fuel delivery system problems. It is just obvious that fuel nozzles can be partially or fully coked that inevitably can lead to decrease of thrust of any jet engines (air-breathing engines, liquid-propellant rocket engines, et.al.) that operate by using liquid hydrocarbon fuels. The new specific parameters that characterize a jet engine excellence de-

pending on operation and a degree of coking (non-coking) fuel nozzles have been proposed in the article. No doubt, the following application of created specific parameters will let it possible to evaluate construction quality of combustion chambers, fuel nozzles, and also a level of reliability and life of a jet engine more thoroughly and with a greater success.

EDN: MGBHYR, <https://elibrary/mgbhyr>

Keywords: jet engine, fuel nozzle, specific parameter, engine thrust

В настоящее время широко применяются реактивные двигатели (РД), работающие на разных топливах, включая воздушно-реактивные (ВРД) и жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). Однако большая часть РД все еще работает на жидких углеводородных горючих (УВГ), включая различные марки керосинов (Т-1, ТС-1, Т-6, Т-9, JetA-1, Jp-4, Jp-8 и др.).

К основным задачам совершенствования силовой установки летательного аппарата (ЛА) относятся снижение затрат на изготовление и эксплуатацию, повышение эффективного коэффициента полезного действия, увеличение тяги РД, уменьшение массы, улучшение экологических характеристик (уровня шума, эмиссии вредных веществ продуктов сгорания) и т. д. [1].

Развитие авиатехники, рост параметров термодинамического цикла газотурбинных двигателей (ГТД), необходимость увеличения их ресурса также требуют повышения надежности ГТД [2]. Вместе с тем ресурс РД на жидких УВГ (керосины, нафтилы и т. п.) зависит от работоспособности топливной системы, включая ее отдельные части и элементы, например, форсунки.

Так как существующие удельные параметры, характеризующие качество РД, не всегда отражают влияние выхода из строя форсунок и элементов топливной системы, они не могут

быть достаточными для качественного анализа и сравнения РД при работе на различных топливах.

Цель исследования — разработка новых качественных удельных параметров, учитывающих выход из строя форсунок вследствие закоксованности, для анализа и выбора наилучшего РД.

Влияние температуры на осадкообразование в топливной системе РД.

Известно, что тяга, суммарный импульс и тяговая мощность РД зависят от таких абсолютных величин, как расход топлива, время работы РД и скорость полета ЛА. Также существуют удельные параметры РД, которые являются относительными величинами, характеризующими эффективность применяемого топлива и совершенство конструкции РД [3–6].

При работе любой топливной системы РД на жидких УВГ могут возникать различные тепловые процессы, включая термоакустические автоколебания давления, осадкообразование на нагретых металлических стенках топливных каналов, распылителей, форсунок, а также топливных фильтров и др. Закоксовывание топливных форсунок на жидких УВГ вследствие осадкообразования — мировая проблема, нерешенная до сих пор (рис. 1).

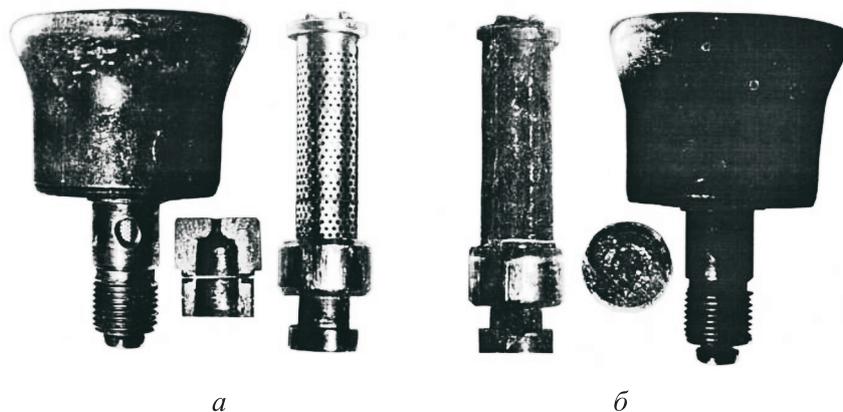


Рис. 1. Внешний вид форсунки ВРД марки НК-8-2У самолета Ту-154:
 а — с чистыми распылителем и форсуночным фильтром (до осадкообразования);
 б — после ~900 циклов эксплуатации (форсуночный фильтр и распылитель полностью закоксованы)

Осадкообразование — сложный тепловой и одновременно электрохимический процесс, который зависит от многих факторов, включая температуру стенки и УВГ, время наработки и вид материала поверхности теплообмена. Из-за осадкообразования возникают различные аварийные ситуации. Так, в топливной системе ВРД образование углеродсодержащих осадков приводит к частичному и полному закоксуванию топливоподающих каналов, топливных фильтров, форсунок и их распылителей, что может стать причиной частичной или полной потери тяги, уменьшения ресурса, заклинивания подвижных деталей топливной системы, возникновения пожара и взрыва [7].

В ЖРД на жидких УВГ вследствие интенсивного осадкообразования через несколько минут после пуска происходит быстрый и не санкционированный рост температуры стенки рубашки регенеративного охлаждения с ее дальнейшим прогаром, пожаром и взрывом всего двигателя ЛА (в частном случае — космического ЛА).

Температура стенок жаровых труб ВРД достигает 1073...1173 К [7, 8], элементов топливоподающей системы (топливных коллекторов, отражателей, ножек форсунок) — 920 К, а топлива — 750 К. Давление топлива перед форсункой ВРД при пуске составляет 0,5...1,2 МПа, а наибольшее давление в топливной системе — 3,5...5,0 МПа. Следовательно, в процессе работы ВРД давление и температура жидкого УВГ могут иметь как докритические значения, так и сверхкритические [9].

В зависимости от назначения и класса ЖРД, а также от вида систем топливоподачи в рубашечном пространстве проточной регенеративной системы охлаждения устанавливается

давление от 2,5 МПа и более 40 МПа (например, в ЖРД ракеты-носителя (РН) «Энергия»). Температура охладителя (горючего) перед поступлением в камеру сгорания (КС) составляет 453...493 К [8, 9]. Таким образом, горючие (охладители) в ЖРД находятся при сверхкритических давлениях в диапазоне до- и сверхкритических температур.

Воздушные реактивные двигатели и энергоустановки широко применяются в до-, сверх- и гиперзвуковых ЛА [7, 9, 10]. Нагрев горючего от внешних источников — это, как правило, аэродинамический нагрев баков ЛА и топлива в них. Жидкое УВГ на выходе из топливного бака сверхзвукового самолета со скоростью полета, соответствующей числу Маха $M = 3$, может достигать температуры 366 К [9].

Воздушно-космические энергоустановки предназначены для обеспечения работы много-разовых космических транспортных систем, основоположниками которых были К.Э. Циолковский, Ф.А. Цандер, С.П. Королев и другие ученые [9]. Анализ работы и эксплуатации воздушно-космических базовых и вспомогательных энергоустановок показал, что нагрев конструкций и узлов, а также УВГ происходит под действием внутренних и внешних факторов [11].

Среди ЖРД, работающих на жидком УВГ, можно выделить РД-170 (РН «Зенит»), РД-107 и РД-108 (первая и вторая ступень РН «Восток» соответственно). Керосин совместно с жидким кислородом используется на нижних ступенях РН производства РФ (серий «Союз», «Молния», «Зенит», «Энергия») и США (серий «Дельта» и «Атлас»). Нагрев жидких УВГ в рубашках регенеративного охлаждения ЖРД может достигать 800 К, а нагрев форсунок ЖРД — 920 К и более. До сих пор проводятся теоретические и экспе-

Таблица 1

Влияние температуры на размеры частиц осадка в УВГ

Марка УВГ	Температура, К (°С)	Общее количество осадка, м ² /100 мл	Распределение осадка на фильтрах, %, при размере частиц, мкм			
			1...2	30	60	120
ГФ	413,15 (140)	1,2	79,6	1,8	1,0	0
	433,15 (160)	1,6	75,0	3,4	2,0	1,0
	453,15 (180)	1,7	66,9	2,8	1,0	0
	493,15 (220)	1,1	47,3	8,6	4,4	2,2
Т-7	423,15 (150)	1,0	80,0	1,0	0,5	0
	433,15 (160)	1,3	71,3	1,8	1,1	0
	473,15 (200)	1,1	61,0	4,0	2,0	0

риментальные исследования эффективности регенеративного охлаждения КС РД [12].

По результатам исследования осадкообразования установлено, что в жидких УВГ этот процесс обусловлен повышением температуры их нагрева. Принято считать, что критическая температура появления и интенсивного роста углеродсодержащих осадков составляет 373 К [7, 9]. Влияние температуры на размеры частиц осадка в некоторых УВГ приведено в табл. 1.

Вследствие низкой теплопроводности осадка (например, при коэффициенте теплопроводности $\lambda \leq 0,29$ Вт/(м·К)) углеродсодержащие отложения способствуют снижению теплопередачи к жидким УВГ и теплоносителям не только в авиационных и ракетных РД, но и в различных теплообменных аппаратах. Искусственные поверхностные интенсификаторы теплоотдачи прекращают функционировать из-за заполнения всех углублений углеродсодержащим пористым осадком. Существующие методы борьбы с осадкообразованием малоэффективны, а применение присадок к топливам не решает проблему полностью, так как они работают до определенной температуры [7].

Следовательно, необходимо разработать новые удельные параметры РД с учетом процесса осадкообразования в топливных форсунках.

Основные удельные параметры РД. Удельная тяга. Известно, что самым распространенным удельным параметром (например, ракетной камеры и РД) является удельная тяга, т. е. тяга РД, H , отнесенная к секундному массовому расходу топлива G , кг/с:

$$P_{уд} = \frac{P}{G}, \text{ (Н·с)/кг или м/с.} \quad (1)$$

Очевидно, что удельная тяга является характеристикой экономичности: чем она больше, тем меньше топлива требуется для получения заданной тяги.

Удельную тягу РД также определяют как отношение тяги РД к полному расходу топлива, включая расход основного топлива во всех камерах

$$\sum_{i=1}^n G_i$$

и расход вспомогательного топлива $G_{всп}$:

$$P_{уд.дв} = \frac{P_{дв}}{\sum_{i=1}^n G_i + G_{всп}}. \quad (2)$$

Удельную тягу РД на твердом топливе (РДТТ) определяют в интервале времени τ (например, за время его работы) как среднее значение

$$\bar{P}_{уд} = \frac{\int_0^{\tau} P d\tau}{\int_0^{\tau} G d\tau}. \quad (3)$$

Удельный импульс и удельная тяга. Удельный импульс равен отношению создаваемого РД импульса (количества движения) к расходу топлива (массовому, но может соотноситься, например, с весом или объемом топлива). Чем меньше удельный импульс, тем больше топлива надо потратить, чтобы получить определенное количество движения. Удельный импульс теоретически равен скорости истечения продуктов сгорания, но фактически может отличаться от нее. Поэтому удельный импульс иногда называют эффективной (или эквивалентной) скоростью истечения продуктов сгорания.

Удельная тяга равна отношению тяги РД к массовому расходу топлива и измеряется в метрах в секунду ($\text{м/с} = \text{Н·с/кг}$), что означает (в данной размерности) сколько секунд РД сможет создавать тягу в 1 Н, истратив при этом всего 1 кг топлива. При другой интерпретации удельная тяга равна отношению тяги к весовому расходу топлива. В этом случае она измеряется в секундах ($\text{с} = \text{Н·с/Н} = \text{кгс·с/кгс}$) — значение можно рассматривать как время, в течение которого РД может развивать тягу в 1 кгс, используя массу топлива в 1 кг (т. е. весом 1 кгс). Для перевода весовой удельной тяги в массовую ее необходимо умножить на ускорение свободного падения (принимаемое равным около $9,81 \text{ м/с}^2$).

Для приближенного расчета удельного импульса (скорости истечения) в РД на химическом топливе используют формулу:

$$I_{уд} = \sqrt{16\,641(1 - p_a/p_k) \frac{T_k}{uM}}, \quad (4)$$

где p_a и p_k — давление газа на выходе из сопла и в КС; M — молекулярная масса газа в КС; T_k — температура газа в КС (разложения); u — коэффициент, характеризующий теплофизические свойства газа в КС (обычно $u \approx 15$).

Согласно формуле (4), чем выше температура газа T_k , чем меньше его молекулярная масса M , и чем больше соотношение давлений p_a и p_k , тем выше удельный импульс [7].

Таблица 2

Значения удельного импульса и удельной тяги РД разного типа

Тип РД	Удельный импульс, м/с	Удельная тяга, с
ГТД	30 000	3000
РДТТ	2650	270
ЖРД	4600	470
Электрический РД	10 000...100 000	1000...10 000
Ионный РД	30 000	3000
Плазменный РД	290 000	30 000

Значения удельного импульса и удельной тяги РД разного типа [7] приведены в табл. 2.

Секундный удельный расход топлива можно найти как отношение полного расхода топлива к тяге РД [13].

Удельные параметры РД в зависимости от степени закоксованности (незакоксованности) топливных форсунок. Согласно зарубежным данным, из 205 летних происшествий в течение года 33 % вызваны неполадками РД из-за ненадежной работы топливной аппаратуры [14]. Одной из причин неполадок является закоксовывание топливных фильтров, топливоподающих каналов и распылителей вследствие термического осадкообразования.

Разработаны новые конструктивные схемы форсунок, в которых заложены эффективные способы борьбы с осадкообразованием [15–17]. Однако остается нерешенной проблема теоретического определения снижения тяги РД, вызванного закоксовыванием форсунок, а также засорением каналов топливоподачи и фильтров. Существующие параметры, характеризующие качество и совершенство РД, такие как удельные тяга, масса и др. [3–6, 13], не учитывают степень закоксованности и возможный выход из строя форсунок. В целях более качественного анализа характеристик РД разработаны новые удельные параметры.

Запишем процентное количество закоксованных форсунок — степень закоксованности форсунок — как отношение:

$$K_{\phi} = \frac{m_{\phi}}{n_{\phi}} \cdot 100 \%,$$

где m_{ϕ} — количество закоксованных виртуальных форсунок; n_{ϕ} — количество одинаковых настоящих форсунок.

Зная степень закоксованности форсунок K_{ϕ} , можно найти степень их закоксованности:

$$C_{\phi} = 100 \% - K_{\phi}, \%$$

Таким образом, для определения тяги РД необходимо знать степень закоксованности (незакоксованности) форсунок. Однако сложность может возникнуть в случае частичного выхода из строя нескольких форсунок, когда они еще рабочие, но не доставляют в КС горючее в лучшем виде (например, при нерасчетном струйном распыле дисперсность жидкого УВГ будет другой) [7].

График теоретической зависимости тяги ВРД P от степени закоксованности топливных форсунок K_{ϕ} показан на рис. 2 [7]. Видно, что тяга достигает максимального значения P_{\max} в точке A , в остальной области она снижается. Каждой точке на кривой BA соответствует определенное значение текущей тяги P и соответствующее значение K_{ϕ} . Тяга P равна нулю в точке B при минимальных значениях степени закоксованности форсунок K_{ϕ} и расходе УВГ. Однако в действительности ВРД снимают с эксплуатации не при $P = 0$, а при достижении предельного значения по теоретически заданной тяге. Область внутри зоны, ограниченной кривой BA и линией абсцисс, — это площадь так называемой располагаемой тяги.

Как видно из рис. 2, у каждого ВРД может быть максимальная площадь, ограниченная кривой BA и осью абсцисс, при каком-то максимальном значении тяги ВРД (например, в режиме взлета ЛА).

Ранее был предложен новый удельный параметр — параметр тягового совершенства РД

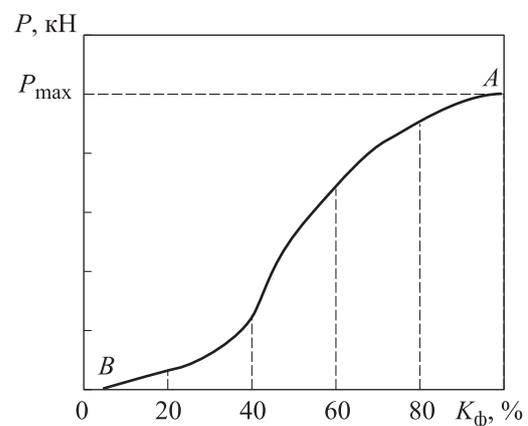


Рис. 2. Теоретическая зависимость тяги ВРД P от степени закоксованности форсунок K_{ϕ}

в зависимости от степени закоксованности форсунок [7, 18]

$$\psi = \frac{\int_{K_{\phi, \text{кр}}}^{100} P dK_{\phi}}{P_{\text{max}}}, \quad (5)$$

где $K_{\phi, \text{кр}}$ — критическое (минимально возможное) процентное количество закоксованных форсунок (см. рис. 2, точка B), %.

Для турбовинтового РД вместо тяги P следует использовать мощность двигателя N , кВт.

Максимально возможного суммарного расхода УВГ через форсунки можно достичь лишь в начале работы РД, т. е. в точке A. В дальнейшем из-за закоксовывания и выхода из строя некоторых форсунок снижается и максимальное значение расхода УВГ, и тяга. При частичном закоксовывании сопловых отверстий форсунок возможен нерасчетный струйный распыл, при этом ухудшается полнота сгорания топлива и также уменьшается тяга ВРД.

Таким образом, для вычисления располагаемой тяги

$$\int_{K_{\phi, \text{кр}}}^{100} P dK_{\phi}$$

необходимо по текущим значениям параметров K_{ϕ} (до 100 %) и P построить граничную кривую BA.

Выражение (5) также можно записать как

$$\psi = \frac{\int_{K_{\phi, \text{кр}}}^{100} \left(\frac{P}{P_{\text{max}}} \right) dK_{\phi}}{100 \%}. \quad (6)$$

Основываясь на формуле (6), график рис. 2 можно представить, как показано на рис. 3 [7].

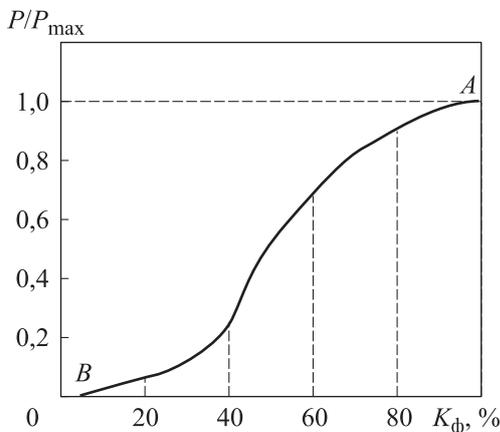


Рис. 3. Теоретическая зависимость относительной тяги ВРД P/P_{max} от степени закоксованности форсунок K_{ϕ}

Удельный параметр ψ определяет вероятность безотказной работы РД на жидких УВГ в зависимости от отказа форсунок. Например, из двух ВРД, имеющих одинаковые значения максимальной тяги P_{max} и вероятности безотказной работы, целесообразнее выбрать ВРД, у которого больше параметр ψ .

Однако выражения (5) и (6) не учитывают временные характеристики РД, например, наработку до отказа или максимальный ресурс. В связи с этим введен параметр, определяющий тяговое совершенство РД по времени эксплуатации τ [7, 18]:

$$\psi_{\tau} = \psi \frac{R_{\text{дв}}}{\tau_1},$$

где $R_{\text{дв}}$ — ресурс РД, ч или цикл; τ_1 — наработка, выражающая единицу времени, например, $\tau_1 = 1$ ч или $\tau_1 = 1$ цикл.

Параметр ψ_{τ} определяет вероятность безотказной работы и ресурс РД на жидких УВГ в зависимости от отказа форсунок и времени эксплуатации. Очевидно, что из двух РД, имеющих одинаковые значения ψ , у РД с большим значением ψ_{τ} запас по ресурсу больше. Параметры ψ и ψ_{τ} могут быть безразмерными. Таким образом, можно более качественно анализировать тяговые характеристики РД.

Проведен предварительный расчет по теоретическому графику (см. рис. 2) для современного отечественного ВРД марки ПД-14 с максимальной тягой на взлете $P_{\text{max}} = 137$ кН. Параметр ψ составил 0,45, а ψ_{τ} — 9000 [7].

В то же время представляет интерес создание удельных параметров, аналогичных удельной тяге (1)–(3).

Новый удельный параметр РД в зависимости от степени закоксованности (закоксованности) топливных форсунок. Введем еще один удельный параметр, характеризующий удельную тягу РД в зависимости от причины выхода из строя форсунок, например, вследствие закоксованности:

$$\bar{P}_{\text{уд}\psi} = \frac{\iint P dK_{\phi} d\tau}{\int G d\tau}, \quad (7)$$

(Н·с·%)/кг или (кгс·с·%)/кг или с·%.

Также формулу (7) можно записать как

$$\bar{P}_{\text{уд}\psi} = \frac{\iint P dK_{\phi} d\tau}{100 \% \int G d\tau}, \quad (8)$$

Выражение (8) представим следующим образом:

$$\bar{P}_{уд\psi} = \frac{\int_0^{100} PdK_{\phi}}{100 \% \cdot G_m}, \text{ Н/(кг/с) или с,} \quad (9)$$

где G_m — средний массовый расход топлива, кг/с.

Для современного ВРД марки ПД-14 удельный расход топлива составляет около 0,526 кг/(кгс·ч) или 0,000146 кг/(кгс·с) [19]. Взяв за основу тягу этого ВРД в крейсерском режиме (высота полета $H = 11$ км, число Маха $M = 0,8$) на уровне 2570 кгс [20], получаем средний массовый расход топлива $G_m = 0,375$ кг/с. Подставляя значение G_m в формулу (9) и используя ранее вычисленные данные, находим $\bar{P}_{уд\psi} = 164\,400$ Н/(кг/с), что равносильно $\bar{P}_{уд\psi} \approx 16\,758$ кгс/кг/с или $\bar{P}_{уд\psi} \approx 4,65$ ч.

Таким образом, удельная тяга ВРД марки ПД-14, полученная с учетом степени закоксованности (или закоксованности) форсунок по теоретическому графику рис. 2, составляет примерно 4,65 ч. Это означает, что, в среднем можно поддерживать тягу ВРД марки ПД-14 на уровне 1 кгс при сгорании топлива массой 1 кг в течение 4,65 ч при постепенной закоксованности форсунок по рис. 2.

Сравнение данного значения с удельной тягой ГТД, указанной в табл. 2, составляющей 3000 с (или 0,83 ч), показывает, что оно больше в 5,6 раза, чем среднестатистическая тяга ГТД. То есть $\bar{P}_{уд\psi}$ — это некий запас тяги РД по его времени работы с учетом закона изменения тяги из-за степени закоксованности топливных форсунок: чем больше $\bar{P}_{уд\psi}$, тем выше надежность, ресурс и живучесть РД.

Следует отметить, что новые выражения (7)–(9) можно применять наравне с формулами (1)–(3), и их учет будет способствовать повышению качества анализа как существующих РД, так и перспективных РД.

Для наилучшего анализа работоспособности РД предлагается создать базу данных с графиками,

подобными рис. 2 и 3, где будут применены реальные значения внутренней тяги РД (тяги, которую РД создает в соответствии с внутренним процессом, т. е. без учета внешних сопротивлений силовой установки) и эффективной (чистой) тяги РД (тяги, которая идет на совершение полезной работы, т. е. на преодоление лобового сопротивления и инерции ЛА).

Такие графики можно построить почти для любого РД, где значения тяги P и степени закоксованности форсунок K_{ϕ} определяют экспериментальным путем. Например, можно провести различные испытания РД на Земле, применяя специальные стенды, боксы и измерительные устройства [7].

Таким образом, для повышения качества анализа эффективности РД и оптимального выбора РД с наилучшими условиями сгорания топлива и оптимальным расположением и конструкцией форсунок, целесообразно выбрать РД, у которого удельные параметры ψ , ψ_{τ} и $\bar{P}_{уд\psi}$ являются наибольшими.

Выводы

1. Разработаны новые качественные удельные параметры ψ , ψ_{τ} и $\bar{P}_{уд\psi}$, которые наряду с удельными тягой, массой и другими параметрами, характеризуют качество, надежность и совершенство исполнения РД. Их применение позволяет более качественно анализировать и выбирать наилучший РД, обладающий большим запасом по надежности и ресурсу, оптимальными форсунками, топливной системой и КС.

2. Материалы исследования можно использовать для нахождения значений новых удельных параметров РД (ВРД, ЖРД и др.) с различными топливными форсунками и КС на жидких УВГ как на Земле в лабораторных условиях, так и в воздухе или космическом пространстве при летных испытаниях существующих и перспективных ЛА.

Литература

- [1] Цыбизов Ю.И., Шелудько Л.П. Управляемый пульсирующий детонационный двигатель. *Вестник СГАУ им. академика С.П. Королёва*, 2009, № 3–3, с. 83–88.
- [2] Яновский Л.С., Харин А.А. *Химмотологическое обеспечение надежности авиационных газотурбинных двигателей*. Москва, Инфра-М, 2015. 264 с.
- [3] Алемасов В.Е., Дрегаллин А.Ф., Тишин А.П. *Теория ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1989. 462 с.

- [4] Patel V., Savsani V., Mudgal A. Efficiency, thrust, and fuel consumption optimization of a subsonic/sonic turbojet engine. *Energy*, 2018, vol. 144, pp. 992–1002, doi: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2017.12.080>
- [5] Younossi O., Arena M.V., Moore R.M. et. al. Military jet engine acquisition: technology basics and cost-estimating methodology. *RAND*, 2002. 153 p.
- [6] El-Sayed A.F. Performance parameters of jet engines. In: *Fundamentals of aircraft and rocket propulsion*. Springer, 2016, pp. 161–218, doi: https://doi.org/10.1007/978-1-4471-6796-9_3
- [7] Алтунин К.В. *Разработка научных основ создания эффективных систем подвода для жидких и газообразных горючих и теплоносителей в тепловых двигателях и энергоустановках*. Дисс. ... док. тех. наук. Казань, КАИ, 2024. 707 с.
- [8] Зрелов В.Н., Серегин В.Н. *Жидкие ракетные топлива*. Москва, Химия, 1975. 320 с.
- [9] Алтунин В.А. *Исследование особенностей теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям в энергетических установках многократного использования*. Кн. 1. Казань, Изд-во КГУ им. В.И. Ульянова-Ленина, 2005. 272 с.
- [10] Хесин М.А. *Воздушно-реактивные и ракетные двигатели*. Москва, ЦНИИПИ, 1965. 39 с.
- [11] Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. *Тепловая защита*. Москва, Энергия, 1976. 392 с.
- [12] Аверьков И.С., Арефьев К.Ю., Байков А.В. и др. Исследование эффективности регенеративного охлаждения прямоточной камеры сгорания. *Теплофизика и аэромеханика*, 2017, т. 24, № 1, с. 149–160.
- [13] Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. *Теория ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1980. 533 с.
- [14] Яновский Л.С., Дмитренко В.П., Дубовкин Н.Ф. и др. *Основы авиационной химмотологии*. Москва, МАТИ, 2005. 677 с.
- [15] Алтунин К.В. *Форсунка*. Патент РФ 2388966. Заявл. 02.12.2008, опубл. 10.05.2010.
- [16] Алтунин К.В. *Форсунка*. Патент РФ 2447362. Заявл. 26.07.2010, опубл. 10.04.2012.
- [17] Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н. и др. *Форсунка с эффективной рубашкой охлаждения*. Патент РФ 2806710. Заявл. 08.11.2022, опубл. 03.11.2023.
- [18] Алтунин К.В. Разработка новых удельных параметров реактивного двигателя. *Вестник МАИ*, 2020, т. 27, № 3, с. 146–154, doi: <https://doi.org/10.34759/vst-2020-3-146-154>
- [19] ПД-14: характеристики. *perm-motors.ru: веб-сайт*. URL: <https://perm-motors.ru/production/pd-14/> (дата обращения 15.02.2025).
- [20] Захаров А. ПД-14 — будущее отечественного двигателестроения. *Взлет*, 2014, спец. вып., с. 30–36.

References

- [1] Tsybizov Yu.I., Sheludko L.P. manipulate pulsed detonation engine. *Vestnik SGAU im. akademika S.P. Koroleva*, 2009, no. 3–3, pp. 83–88. (In Russ.).
- [2] Yanovskiy L.S., Kharin A.A. *Khimmotologicheskoe obespechenie nadezhnosti aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* [Chemotological support of reliability of aviation gas turbine engines]. Moscow, Infra-M Publ., 2015. 264 p. (In Russ.).
- [3] Aлемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. *Теория ракетных двигателей* [Theory of rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 462 p. (In Russ.).
- [4] Patel V., Savsani V., Mudgal A. Efficiency, thrust, and fuel consumption optimization of a subsonic/sonic turbojet engine. *Energy*, 2018, vol. 144, pp. 992–1002, doi: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2017.12.080>
- [5] Younossi O., Arena M.V., Moore R.M. et. al. Military jet engine acquisition: technology basics and cost-estimating methodology. *RAND*, 2002. 153 p.
- [6] El-Sayed A.F. Performance parameters of jet engines. In: *Fundamentals of aircraft and rocket propulsion*. Springer, 2016, pp. 161–218, doi: https://doi.org/10.1007/978-1-4471-6796-9_3
- [7] Altunin K.V. *Razrabotka nauchnykh osnov sozdaniya effektivnykh sistem podvoda dlya zhidkikh i gazoobraznykh goryuchikh i teplonositeley v teplovykh dvigatelyakh i energoustanovkakh*. Diss. dok. tekhn. nauk [Development of scientific bases for creation of effective supply systems for liquid and gaseous fuels and heat carriers in thermal engines and power units. Doc. tech. sci. diss.]. Kazan, KAI Publ., 2024. 707 p. (In Russ.).

- [8] Zreliv V.N., Seregin V.N. *Zhidkie raketnye topliva* [Liquid rocket engines]. Moscow, Khimiya Publ., 1975. 320 p. (In Russ.).
- [9] Altunin V.A. *Issledovanie osobennostey teplootdachi k uglevodorodnym goryuchim i okhladitelyam v energeticheskikh ustanovkakh mnogorazovogo ispolzovaniya*. Kn. 1 [Investigation of heat transfer to hydrocarbon fuels and coolants in reusable power plants. P. 1]. Kazan, Izd-vo KGU im. V.I. Ulyanova-Lenina Publ., 2005. 272 p. (In Russ.).
- [10] Khesin M.A. *Vozdushno-reaktivnye i raketnye dvigateli* [Air-jet and rocket engines]. Moscow, TsNIPI Publ., 1965. 39 p. (In Russ.).
- [11] Polezhaev Yu.V., Yurevich F.B. *Teplovaya zashchita* [Thermal protection]. Moscow, Energiya Publ., 1976. 392 p. (In Russ.).
- [12] Averkov I.S., Arefyev K.Yu., Baykov A.V. et al. Investigation of the efficiency of regenerative cooling of the ramjet combustor by gasification products of energy-intensive material. *Teplofizika i aeromekhanika*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 149–160. (In Russ.). (Eng. version: *Thermophys. Aeromech.*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 147–158, doi: <https://doi.org/10.1134/S0869864317010164>)
- [13] Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigateley* [Theory of rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980. 533 p. (In Russ.).
- [14] Yanovskiy L.S., Dmitrenko V.P., Dubovkin N.F. et al. *Osnovy aviatsionnoy khimmotologii* [Fundamentals of aviation chemotology]. Moscow, MATI Publ., 2005. 677 p. (In Russ.).
- [15] Altunin K.V. *Forsunka* [Nozzle]. Patent RU 2388966. Appl. 02.12.2008, publ. 10.05.2010. (In Russ.).
- [16] Altunin K.V. *Forsunka* [Injector]. Patent RU 2447362. Appl. 26.07.2010, publ. 10.04.2012. (In Russ.).
- [17] Altunin V.A., Altunin K.V., Aliev I.N. et al. *Forsunka s effektivnoy rubashkoy okhlazhdeniya* [Nozzle with efficient cooling jacket]. Patent RU 2806710. Appl. 08.11.2022, publ. 03.11.2023. (In Russ.).
- [18] Altunin K.V. Elaborating new specific parameters of a jet engine. *Vestnik MAI* [Aerospace MAI Journal], 2020, vol. 27, no. 3, pp. 146–154, doi: <https://doi.org/10.34759/vst-2020-3-146-154> (in Russ.).
- [19] PD-14: kharakteristiki [PD-14: characteristics]. *perm-motors.ru: website*. URL: <https://perm-motors.ru/production/pd-14/> (accessed 15.02.2025). (In Russ.).
- [20] Zakharov A. PD-14 — future of domestic engine building. *Vzlet*, 2014, spec. iss., pp. 30–36. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 21.04.2025

Информация об авторе

АЛТУНИН Константин Витальевич — доктор технических наук, доцент кафедры «Теплотехника и энергетическое машиностроение». Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева — КАИ (420111, Казань, Российская Федерация, ул. К. Маркса, 10, e-mail: altkonst881@yandex.ru).

Information about the author

ALTUNIN Konstantin Vitalievich — Doctor of Science (Eng.), Associate Professor, Heat and Power Engineering Department. Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev — KAI (420111, Kazan, Russian Federation, K. Marx St., Bldg. 10, e-mail: altkonst881@yandex.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Алтунин К.В. Разработка новых удельных параметров реактивного двигателя в зависимости от степени несажистости топливных форсунок. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2025, № 12, с. 100–108.

Please cite this article in English as:

Altunin K.V. Development of New Specific Parameters for a Jet Engine Depending on a Degree of Non-Coked Fuel Nozzles. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2025, no. 12, pp. 100–108.