

## РАЗРАБОТКА НОВЫХ УДЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Алтунин К.В.

*Казанский национальный исследовательский технический  
университет им. А.Н. Туполева — КАИ (КНИТУ-КАИ),  
ул. К. Маркса, 10, Казань, 420111, Россия  
e-mail: altkonst881@yandex.ru*

Статья поступила в редакцию 15.05.2019

Рассмотрены основные из существующих удельных параметров реактивного двигателя. Разработаны новые качественные параметры, которые наряду с удельной тягой, удельной массой и другими параметрами характеризуют качество, надежность и совершенство реактивного двигателя. Открываются новые перспективы анализа и выбора наилучшего двигателя, обладающего большим запасом по надежности и ресурсу, лучшей топливной системой.

Ключевые слова: реактивный двигатель, удельный параметр, тяга, форсунка.

### Введение

В настоящее время в мире широко применяются реактивные двигатели (РД) на разных топливах. Однако, несмотря на кажущийся прогресс в этой области, есть ряд нерешенных проблем, связанных с надежной эксплуатацией РД. В общем, главными задачами совершенствования силовой установки (СУ) летательного аппарата в настоящее время являются повышение эффективного КПД; снижение массы; улучшение экологических характеристик (шум, эмиссия вредных веществ продуктов сгорания); снижение затрат на изготовление и эксплуатацию [1]. Развитие авиатехники, рост параметров термодинамического цикла газотурбинных двигателей (ГТД), необходимость увеличения их ресурса также требуют повышения надежности эксплуатации ГТД [11].

Такие показатели, как тяга, суммарный импульс, тяговая мощность, представляют собой параметры, зависящие от абсолютных величин расхода топлива, времени действия двигателя, скорости полета. Также существуют удельные параметры, которые являются относительными величинами, характеризующими эффективность применяемого топлива и совершенство конструкции двигателя [2, 17–19].

Цель работы: разработка новых качественных удельных параметров для анализа и выбора наилучшего реактивного двигателя.

Рассмотрим основные из существующих удельных параметров.

### Удельная тяга

Итак, наиболее употребительным удельным параметром, к примеру, ракетной камеры и ракетного двигателя, является удельная тяга, т.е. тяга  $P$ , отнесенная к секунднему массовому расходу топлива  $G$ :

$$P_{\text{уд}} = \frac{P}{G}. \quad (1)$$

Очевидно, что удельная тяга является характеристикой экономичности. Чем выше удельная тяга, тем меньше топлива нужно расходовать для получения заданной тяги.

В СИ тяга  $P$  выражается в ньютонах [Н], секундный расход  $G$  — в кг/с, следовательно,  $P_{\text{уд}}$  — в (Н·с)/кг или просто в м/с.

Однако, например, в жидкостном ракетном двигателе (ЖРД) кроме основного топлива, сжигаемого в тяговых камерах, может использоваться вспомогательное топливо для привода агрегатов системы подачи топлива и других систем. Поэтому в общем случае тяга и расход топлива двигателя отличны от тяги и расхода камеры, а следовательно, различны и удельные тяги.

Удельную тягу двигателя определяют как отношение тяги двигателя к полному расходу топ-

лива, включая расход основного топлива во всех камерах  $\sum_{i=1}^n G_i$  и расход вспомогательного топлива  $G_{всп}$ :

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

Получается, что удельная тяга двигателя меньше, чем удельная тяга камеры ЖРД. Однако в ракетном двигателе твердотопливном (РДТТ), где нет затрат вспомогательного топлива, а камера и двигатель тождественны, не делают различий между удельной тягой камеры и двигателя. Для РДТТ следует отметить другие особенности удельной тяги.

В отличие от ЖРД для РДТТ весьма трудно определять мгновенные значения удельной тяги, поскольку сложно фиксировать мгновенные значения расхода топлива. В связи с этим удельную тягу РДТТ определяют в интервале времени  $\tau$  (например, за время работы двигателя) как среднее значение:

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

Эту величину в практике РДТТ обычно называют удельным, или единичным, импульсом (часто ее обозначают  $I_{уд}$ ). Очевидно, что при постоянных по времени тяге и удельной тяге

$$\overline{P}_{уд} = P_{уд}. \quad (4)$$

Обозначив суммарный расход топлива за время  $\tau$

$$G_{\tau} = \int_0^{\tau} G d\tau \quad (5)$$

и используя понятие суммарного импульса (определенный интеграл от тяги, взятый по полному времени работы) [Н·с]

$$I_{\Sigma} = \int_0^{\tau} P_{дв} d\tau, \quad (6)$$

получим следующее выражение для удельного импульса:

$$\overline{P}_{уд} = \frac{I_{\Sigma}}{G_{\tau}}. \quad (7)$$

Диапазон удельной тяги в пустоте для некоторых ЖРД может составлять примерно 3000—4500 м/с, или (Н·с)/кг. Разбег значений обусловлен различными топливами и условиями использования топлива в двигателе.

Удельный импульс РДТТ, как правило, ниже, чем для ЖРД. Его значения в пустоте могут составлять примерно 2500—3000 м/с, или (Н·с)/кг. Различные значения в пределах указанного диапазона обусловлены теми же факторами, что и для ЖРД.

Наряду с понятием «массовая удельная тяга», которую кратко называют удельной тягой, иногда используют термин «объемная удельная тяга», т.е. тяга, отнесенная к секунднему объемному расходу топлива:

$$P_{удv} = \frac{P}{V}. \quad (8)$$

Очевидно, что объемная удельная тяга связана с удельной тягой простым соотношением:

$$P_{удv} = P_{уд} \rho_{\tau}, \quad (9)$$

где  $\rho_{\tau}$  — плотность топлива, кг/м<sup>3</sup>.

### Удельный импульс давления в камере

Удельным импульсом давления в камере ЖРД (расходным комплексом) называют величину

$$I_{рк} = \frac{p_{кр}^* F_{кр}}{G}, \quad (10)$$

где  $p_{кр}^*$  — давление заторможенного потока в критическом сечении сопла, Па.

Числитель выражения (10) представляет собой неуравновешенную силу, развиваемую благодаря давлению газа на участок передней стенки камеры сгорания с площадью  $F_{кр}$  (рис. 1). Сила  $p_{кр}^* F_{кр}$  — часть тяги, создаваемой камерой. Отнесенная к секунднему расходу топлива в камере, она получает размерность удельной тяги. Таким образом, удельный импульс давления в камере ЖРД пред-

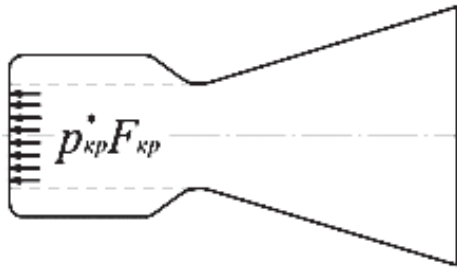


Рис. 1. Составляющая тяги ЖРД  $p_{кр}^* F_{кр}$

ставляет собой составляющую удельной тяги камеры.

### Удельный импульс и удельная тяга

Необходимо отметить, что удельный импульс равен отношению создаваемого РД импульса (количества движения) к расходу топлива (массовому, но может соотноситься, например, и с весом или объёмом топлива). Чем меньше удельный импульс, тем больше топлива надо потратить, чтобы получить определённое количество движения. Удельный импульс теоретически равен скорости истечения продуктов сгорания, фактически же может от неё отличаться. Исходя из этого, удельный импульс иногда называют эффективной (или эквивалентной) скоростью истечения продуктов сгорания.

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

Для приближённого расчёта удельного импульса (скорости истечения) для реактивных двигателей на химическом топливе используется формула:

$$I_y = \sqrt{16641 \left( 1 - \frac{p_a M}{p_k} \right) \frac{T_k}{u M}}, \quad (11)$$

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

Как видно из формулы (11), в первом приближении чем выше температура газа, чем меньше его молекулярная масса, и чем выше соотношение давлений в камере РД к окружающему пространству, тем выше удельный импульс [10].

Безусловно, удельный импульс — один из важнейших параметров РД, характеризующий его эффективность. Однако данная величина не связана напрямую с энергетической эффективностью топлива и тягой РД, например, ионные двигатели имеют небольшую тягу, но благодаря высокому удельному импульсу находят широкое применение в качестве маневровых двигателей в космической технике.

Для воздушно-реактивного двигателя (ВРД) величина удельного импульса на порядок выше, чем у химических ракетных двигателей за счёт того, что окислитель и рабочее тело поступают из окружающей среды и их расход не учитывается в формуле расчёта импульса, в которой фигурирует только массовый расход горючего. Но использование окружающей среды при больших скоростях движения вызывает «вырождение» ВРД — их удельный импульс падает с ростом скорости полета. Приведённое в таблице значение соответствует дозвуковым скоростям. Значение удельного импульса для ЖРД соответствует показателям эффективности некоторых современных кислородно-водородных ЖРД в вакууме. Наибольшее значение, когда-либо продемонстрированное на практике, было получено с использованием трехкомпонентной схемы литий/водород/фтор и составляет 542 с (5320 м/с), но ей, к сожалению, не было найдено практического применения по причине некоторых технологических трудностей [10].

### Коэффициент тяги

Если поделить тягу камеры  $P$  на ее составляющую  $p_{кр}^* F_{кр}$ , получим коэффициент тяги (тяговый комплекс):

$$K_p = \frac{P}{p_{кр}^* F_{кр}} \quad (12)$$

или, в идеальном случае,

Характерный удельный импульс для разных типов двигателей [10]

Двигатель	Удельный импульс, м/с	Удельная тяга, с
ГТД	30000	3000
РДТТ	2650	270
ЖРД	4600	470
Электрический РД	10000-100000	1000-10000
Ионный РД	30000	3000
Плазменный РД	290000	30000

$$K_p = \frac{P}{P_{кр}^* F_{кр}} \quad (13)$$

Коэффициент тяги  $K_p$  — величина безразмерная, показывающая, во сколько раз тяга камеры больше составляющей, действующей на переднюю стенку камеры сгорания ЖРД. Чем больше  $K_p$ , тем больше роль сопла в создании удельной тяги [2].

**Удельный расход топлива**

Удельным расходом топлива называют такой расход, который необходим для получения единицы тяги в единицу времени. Следовательно, секундный удельный расход топлива равен [3]:

$$C_y = \frac{\dot{m}}{P} = 1 / I_y, \quad (14)$$

где  $\dot{m}$  — полный расход топлива, кг/с;  $P$  — тяга, Н;  $I_y$  — удельный импульс, м/с.

При этом удельный импульс тяги двигателя  $I_{y,дв}$  определяется по тяге двигателя  $P_{дв}$  и полному расходу топлива в двигателе. Полный расход включает расход топлива во всех основных каме-

рах, т.е.  $\dot{m} = \sum_{i=1}^n \dot{m}_i$ , и дополнительный расход топлива для привода агрегатов системы подачи топлива и на другие вспомогательные нужды  $\dot{m}_{доп}$ . С учетом этого можно записать:

$$I_{y,дв} = P_{дв} / (\dot{m} + \dot{m}_{доп}). \quad (15)$$

Таким образом, удельный расход топлива однозначно связан с удельным импульсом. Эта особенность характерна только для ракетных двигателей, не использующих компоненты окружающей среды.

При сравнении удельных расходов топлива двигателей различных типов можно использовать удельный расход топлива по тяговой мощности:

$$C_{yN} = \dot{m} / N_p, \quad (16)$$

где  $N_p$  — тяговая мощность, Вт.

Или можно применять удельный расход топлива по мощности струи:

$$C_{yN} = \dot{m} / N_w, \quad (17)$$

где  $N_w$  — мощность струи, Вт.

**КПД двигателя**

КПД также является важным качественным параметром двигателей, включая лазерные реактивные двигатели. Применение лазерной тяги — одно из перспективных направлений разработки аэрокосмических транспортных систем [12]. КПД лазерного воздушно-реактивного двигателя (ЛВРД)  $\eta$  может быть определен следующим образом [13, 14]:

$$\eta = C_m I_g / 2, \quad (18)$$

где  $C_m$  — удельный импульс реактивной отдачи, Н/Вт;  $I$  — удельный импульс, с;  $g$  — ускорение свободного падения,  $m^2/c$ .

При этом удельный импульс реактивной отдачи ЛВРД равен [14]

$$C_m = S / P, \quad (19)$$

где  $S$  — тяга двигателя, Н;  $P$  — мощность лазерного излучения, Вт.

В настоящее время одним из направлений совершенствования цикла ГТУ, позволяющих повысить их эффективность и КПД, является регенерация тепла выхлопных газов путем установки теплообменника на выходе из турбины [15].

### Удельная масса двигателя

Удельной массой двигателя называют отношение массы двигателя в рабочем состоянии к развешиваемой им наибольшей тяге на основном режиме. Определение «удельная масса» применяют лишь к ЖРД, так как РДТТ трудно отделить от массы собственно аппарата. В последнем случае используют коэффициент массового совершенства аппарата  $\alpha$ :

$$\alpha = \frac{m_{\text{кон}}}{m_{\text{т}}}, \quad (20)$$

где  $m_{\text{кон}}$  — масса конструкции аппарата, кг;  $m_{\text{т}}$  — масса начального запаса топлива, кг.

Коэффициент массового совершенства аппарата  $\alpha$  используется преимущественно в теории РДТТ.

Рабочим состоянием ЖРД считают, когда магистрали и агрегаты двигателя заполнены компонентами топлива и масса двигателя составляет  $m_{\text{дв.з}}$ . По определению, удельная масса двигателя равна

$$m_{\text{дв.уд}} = \frac{m_{\text{дв.з}}}{P_{\text{дв}}} \quad (21)$$

и имеет размерность — кг/Н.

Величина  $m_{\text{дв.уд}}$  характеризует конструктивное и технологическое совершенство двигателя. Она зависит от назначения и схемы двигателя, применяемого топлива, величины тяги. При прочих равных условиях предпочтение отдается РД с меньшей удельной массой. На рис. 2 приведена некоторая статистика по удельным массам ЖРД. Массовые характеристики ЖРД значительно лучше, чем у ВРД.

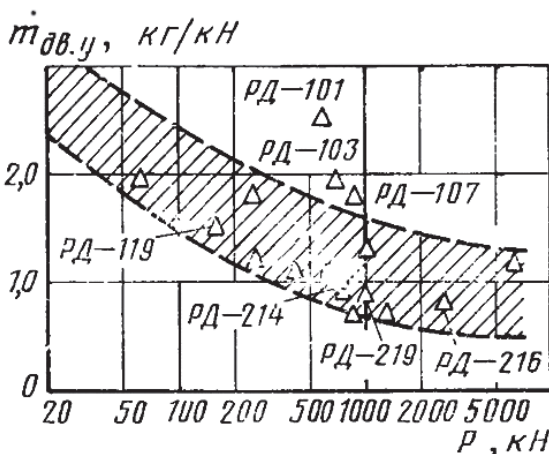


Рис. 2. Удельная масса некоторых ЖРД

За рубежом часто используется также другой удельный параметр — «отношение тяги к весу (массе)» («Thrust-to-weight (mass) ratio»). Можно выделить одни из самых мощных ГТД в мире:

- Rolls-Royce Trent 700 — 51,35 Н/кг;
- Прогресс Д-18Т — 5,7 Н/кг;
- Pratt&Whitney PW4000 — 6-7 Н/кг;
- General Electric GE90 — 5,59 Н/кг [16].

### Новые удельные параметры

Автором статьи разработаны новые удельные параметры для реактивного двигателя. На сегодняшний день большинство энергоустановок многоразового использования (ЭУМИ) и РД, включая воздушно-реактивные двигатели (ВРД), все еще активно работают на жидких углеводородных горючих (УВГ). Однако при их длительной эксплуатации возможно частичное или полное закоксовывание топливных форсунок, фильтров, распылителей. Например, частичное закоксовывание форсунок может привести к потере тяги, нерасчётному струйному распылу топлива, прогару жаровой трубы и т.п. Полное же закоксовывание — к обнулению тяги, образованию течи горючего, возникновению пожара и взрыва. То же самое происходит в охлаждающих и топливоподводящих каналах ЭУМИ. Опыт эксплуатации ВРД во многих странах мира показывает, что в ряде случаев причиной неполадок является выход из строя узлов и агрегатов, контактирующих с топливом или продуктами его физико-химических превращений. Так, по зарубежным данным, из 205 лётных происшествий в течение года 33% объяснялись неполадками двигателей из-за ненадёжной работы топливной аппаратуры [9].

Одной из причин неполадок является закоксовывание топливных фильтров, топливоподающих каналов, распылителей вследствие термического осадкообразования. Осадкообразование — опасный тепловой процесс, который в конечном итоге может привести к потере тяги РД, например, ВРД. ЖРД на жидких УВГ также подвержены образованию осадков и в форсунках, и в рубашках охлаждения. Осадкообразование (например, в рубашках охлаждения ЖРД) может неожиданно вызвать резкое и быстрое увеличение температуры греющей стенки с дальнейшим прогаром этой стенки; оно является виновником быстрой коррозии деталей топливно-охлаждающей аппаратуры двигателей. Из-за этого теплового процесса значительно быстрее происходит забивка и выход из строя топливных фильтров и мелких отверстий каналов, возможно заедание и закли-

нивание подвижных деталей систем автоматического управления и регулирования ВРД, что приводит к неуправляемости, разнесу реактивного двигателя и другим нежелательным последствиям. До сих пор происходят авиационные аварии и катастрофы, связанные с неисправностями топливной системы ВРД. В целом, образование углеродистых осадков (закоксовывание) может стать причиной снижения межремонтного ресурса, а также уменьшения вероятности безотказной работы ЭУМИ, ВРД, при этом ухудшаются экономичность и экологичность сжигания топлив [4].

Разработаны новые конструктивные схемы форсунок, в которых заложены эффективные способы борьбы с осадкообразованием [5, 6], однако остаётся нерешённой проблема теоретического определения снижения тяги реактивных двигателей из-за закоксовывания форсунок, а также засорения каналов топливоподачи и фильтров. Необходимо отметить, что существующие параметры, характеризующие качество и совершенство реактивных двигателей, к примеру, удельная тяга, удельная масса и др. [2, 3, 16–19], не учитывают степень закоксованности и возможный выход из строя форсунок. С целью более качественного анализа характеристик реактивных двигателей разработаны новые удельные параметры.

Запишем процентное количество закоксованных форсунок как отношение

$$K_{\%} = 100 \frac{m_{\phi}}{n_{\phi}}, \quad (22)$$

где  $n_{\phi}$  — количество одинаковых настоящих форсунок;  $m_{\phi}$  — количество всегда закоксованных виртуальных форсунок.

Зная степень закоксованности форсунок  $K_{\%}$ , можно найти степень их закоксованности, %:

$$C_{\%} = 100 - K_{\%}. \quad (23)$$

Таким образом, для определения тяги реактивного двигателя необходимо знать степень закоксованности (незакоксованности) форсунок. Однако сложность может возникнуть в случае частичного выхода из строя нескольких форсунок, т.е. они будут все еще рабочими, но не будут доставлять в камеру сгорания горючее в лучшем виде (например, при нерасчетном струйном распыле дисперсность распыляемого жидкого УВГ будет другой).

На рис. 3 показан теоретический график зависимости тяги ВРД  $P$  от значений  $K_{\%}$ , выраженных в процентах, откуда видно, что тяга достигает своего максимального значения в точке  $A$ , в остальной же области она снижается. Каждой точке на кривой  $BA$  соответствует определённое значение текущей тяги  $P$  и соответствующие значения  $K_{\%}$ .

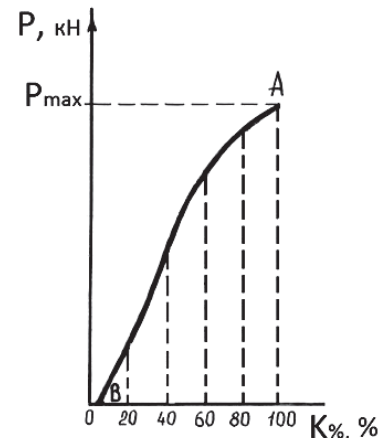


Рис. 3. График снижения тяги ВРД из-за постепенного закоксовывания топливоподающих форсунок

Видно, что значение тяги  $P$  достигает нуля в точке  $B$  при каком-то минимальном значении  $K_{\%}$  и минимальном расходе УВГ. Однако в реальности ВРД снимается 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 располагаемая тяга.

Также видно, что у каждого ВРД может иметь место максимальная площадь, ограниченная кривой  $BA$  и осью абсцисс, при каком-то максимальном значении тяги двигателя. Разработан удельный параметр — параметр тягового совершенства реактивного двигателя в зависимости от закоксованности форсунок:

$$\psi = \frac{\int_{K_{\% \text{ крит}}}^{K_{\%} = 100\%} P dK_{\%}}{P_{\text{max}}}, \quad (24)$$

где  $\psi$  — удельный параметр, определяющий тяговое совершенство реактивного двигателя, равный отношению располагаемой тяги к её максимально возможному значению, %;  $K_{\% \text{ крит}}$  — критическое минимально возможное процентное ко-

личество незакоксованных форсунок (точка  $B$ , см. рис. 3).

В случае турбовинтового реактивного двигателя вместо значения тяги  $P$  [кН] необходимо использовать значение мощности двигателя  $N$  [кВт].

Максимально возможный суммарный расход УВГ через форсунки может быть достигнут лишь в начале работы ЭУМИ, в точке  $A$  (см. рис. 3). В дальнейшем из-за закоксовывания и выхода из строя некоторых форсунок максимум расхода снижается, уменьшается и тяга. Необходимо отметить, что при частичном закоксовывании сопловых отверстий форсунок возможен нерасчётный струйный распыл, при этом ухудшается полнота сгорания топлива и также снижается тяга ВРД. Таким образом, для вычисления располага-

емой тяги  $\int_{K_{\% \text{ крит}}}^{K_{\% = 100\%}} \vec{P} dK_{\%}$  необходимо по текущим

значениям  $K_{\%}$  (до 100%) и  $P$  построить граничную кривую  $BA$ .

Параметр  $\Psi$  определяет вероятность безотказной работы реактивных двигателей на жидких УВГ в зависимости от отказа форсунок. Например, из двух ВРД, имеющих совершенно одинаковые значения максимальной тяги  $P_{\text{max}}$ , целесообразнее выбрать реактивный двигатель, у которого  $\Psi$  больше.

Выражение (24) не учитывает временные характеристики ВРД, например наработку до отказа или максимальный ресурс двигателя. Введён ещё один параметр:

$$\Psi_{\tau} = \Psi \frac{R}{\tau_1}, \quad (25)$$

где  $\Psi_{\tau}$  — параметр, определяющий тяговое совершенство реактивного двигателя по времени эксплуатации, %;  $R$  — ресурс двигателя, час или цикл;  $\tau_1$  — наработка, выражающая единицу времени, например,  $\tau_1 = 1$  час или  $\tau_1 = 1$  цикл.

Параметр  $\Psi_{\tau}$  определяет вероятность безотказной работы и ресурс ВРД на жидких УВГ в зависимости от отказа форсунок и времени эксплуатации. Очевидно, что из двух ВРД, имеющих одинаковые значения  $\Psi$ , реактивный двигатель с большим значением  $\Psi_{\tau}$  обладает, соответствен-

но, большим запасом по ресурсу. Параметры  $\Psi$ ,  $\Psi_{\tau}$  могут быть безразмерными. Таким образом, открывается возможность более качественного анализа тяги реактивного двигателя.

График (см. рис. 3) можно построить практически для любого существующего РД, где значения тяги  $P$ , текущего процентного количества незакоксованных форсунок  $K_{\%}$  определяют экспериментальным путём. Например, возможно провести различные испытания ВРД на земле, применяя специальные стенды, боксы и измерительные устройства [20].

Интересно отметить, что график снижения тяги, представленный на рис. 3, можно использовать в целях диагностики работоспособности форсунок без снятия двигателя. К примеру, возможно экспериментальным путём по значению текущей максимальной тяги определить значения  $K_{\%}$ ,  $C_{\%}$ , а также оставшееся время до выхода из строя ВРД. Как показывает анализ аварийности ВРД, одним из наиболее опасных этапов полёта является взлёт: ему соответствует наибольшая доля лётных происшествий, приходящихся на единицу времени полёта ( $\approx 20\%$  лётных происшествий на 2,5% времени полёта), при этом  $\approx 80\%$  лётных происшествий на взлёте обусловлено отказами техники [8]. Применение такой диагностики на земле позволило бы избежать ряда непредвиденных катастроф (по данной тематике подана заявка на изобретение). На основе способа определения степени закоксованности форсунок по тяге ВРД создано изобретение — способ определения ресурса реактивного двигателя [7].

## Выводы

Таким образом, разработаны новые качественные параметры  $\Psi$ ,  $\Psi_{\tau}$ , которые наряду с удельной тягой, удельной массой и другими параметрами характеризуют качество, надёжность и совершенство РД. Открываются новые перспективы анализа и выбора наилучшего двигателя, обладающего большим запасом по надёжности и ресурсу, лучшей топливной системой. Материалы данной статьи можно широко использовать с целью повышения эффективности качественного анализа как существующих, так и перспективных РД, ЭУМИ, техносистем, СУ многоразового использования на жидких УВГ и с различными топливоподающими форсунками.

## Библиографический список

1. Цыбизов Ю.И., Шелудько Л.П. Управляемый пульсирующий детонационный двигатель // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. 2009. № 3-3(19). С. 83-88.
2. Алмасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1969. — 547 с.
3. Алмасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей: Учебник для студентов машиностроительных специальностей вузов / Под ред. В.П. Глушко. — М.: Машиностроение, 1980. — 533 с.
4. Алтунин К.В., Гортышов Ю.Ф., Галимов Ф.М. и др. Проблемы осадкообразования в энергоустановках на жидких углеводородных горючих и охладителях // Энергетика Татарстана. 2010. №2. С. 10-17.
5. Алтунин К.В. Форсунка. Патент RU 2388966 С1. Бюл. №13, 10.05.2010.
6. Алтунин К.В. Форсунка. Патент RU 2447362 С1. Бюл. №10, 10.04.2012.
7. Алтунин К.В. Способ определения ресурса реактивного двигателя. Патент RU 2504676 С1. Бюл. №2, 20.01.2014.
8. Кричевский С.В. Методика оценки и пути повышения безопасности полётов самолётов-истребителей на взлёте при отказах авиатехники: Монография. — М.: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2011. — 364 с.
9. Яновский Л.С., Дмитренко В.П., Дубовкин Н.Ф. и др. Основы авиационной химмотологии: Монография. — М.: Изд-во МАТИ, 2005. С. 85-86.
10. Удельный импульс, [https://ru.wikipedia.org/wiki/Удельный\\_импульс](https://ru.wikipedia.org/wiki/Удельный_импульс)
11. Яновский Л.С., Харин А.А. Химмотологическое обеспечение надежности авиационных газотурбинных двигателей: Монография. — М.: ИНФРА-М, 2015. — 264 с.
12. Myrabo L.N., Lewis J.S. Lightcraft Flight handbook. — Canada: Apogee Books Space Series, 2009. — 284 p.
13. Игнатъев А.Б. Вопросы интеграции мощных лазерных источников со средствами формирования, ориентирования и точного наведения луча: Учеб. пособие. — М.: МИРЭА, 2008. — 72 с.
14. Резунков Ю.А. Лазерная реактивная тяга // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2011. Т. 54. № 2. С. 7-12.
15. Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х., Ткаченко А.Ю. Способ повышения эффективности газотурбинных двигателей для наземного применения за счет регенерации тепла // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 133-141.
16. 12 Most Powerful Aircraft Engines in the World, <https://www.rankred.com/most-powerful-aircraft-engines/>
17. 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: 10.1016/j.energy.2017.12.080
18. Younossi O., Arena M.V., Moore R., Lorell M., Mason J., Graser J.C. Military jet engine acquisition: technology basics and cost-estimating methodology. — United States, RAND, 2002. — 174 p.
19. El-Sayed A.F. Performance Parameters of Jet Engines // Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion. 2016, pp. 161-218. DOI: 10.1007/978-1-4471-6796-9\_3
20. Семенов В.Л., Александров В.Ю., Прохоров А.Н., Арефьев К.Ю., Кручков С.В. Методические аспекты определения тяги безроторных воздушно-реактивных двигателей при стендовых и летных испытаниях // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2019. № 11(716). С. 86–97. DOI: 10.18698/0536-1044-2019-11-86-97

## ELABORATING NEW SPECIFIC PARAMETERS OF A JET ENGINE

Altunin K.V.

*Kazan National Research Technical University  
named after A.N. Tupolev – KAI (KNRTU-KAI),  
10, K. Marx str., Kazan, 420111, Tatarstan, Russia  
e-mail: altkonst881@yandex.ru*

### Abstract

The presented article deals with the new specific parameters elaboration necessary for more qualitative analysis of a jet engine operating on liquid hydrocarbon fuels. The purpose of the article consists in elaborating specific parameters, which would be able

to account for the degree of carbonization and failure of the jet engine nozzles with the time of operation.

Theoretical work on the sources of information reviewing and analysis of various existing specific criteria was performed. Earlier, experimental studies with hydrocarbon fuel were also conducted, which



proved one more time that thermal precipitation formation in the fuel supplying ducts was one of the main factors of the jet engine operation effectiveness reduction and its thrust characteristics.

The results of this research consist in

- developing and subsequent pending of the novel inventions with the methods of prevention and control of thermal precipitation formation;

- creating the plot of the thrust decay of the jet engine depending on the degree of nozzles carbonization;

- obtaining new specific parameters of the jet engines qualitative analysis in dependence of nozzles operability.

The scope of the research findings application includes diagnostics of both military and civil aviation jet engines; broadening the technique for complex and qualitative analysis of jet engines with the best engine scheme selection; scientific research for the purpose of creating effective monitoring system for the nozzles failure both on the ground and in the air and space.

At present, the problem of thermal deposits occurring on the walls of the fuel-feeding ducts, nozzles and sprayers is still staying unsolved. There is no complete theory of the thermal precipitations formation. The same relates to the complete theory of the thrust reduction of the jet engine due to the thermal deposits and failure of nozzles, filters and sprayers. It is worth mentioning that the existing parameters, characterizing the quality and perfection of jet engines, such as specific thrust, specific mass etc. do not account for the degree of nozzles carbonization with their possible failure. Application of new specific parameters, such as parameters presented in the article, is necessary for the purpose of more qualitative analysis of the jet engines characteristics

The article outlines the ways of further theoretical and experimental studies.

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

## References

1. Tsybizov Yu.I., Shelud'ko L.P. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva*, 2009, no. 3-3(19), pp. 83-88.
2. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigatelei* (Theory of rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1969, 547 p.
3. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Theory of rocket engines* (Theory of rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1980, 533 p.
4. Altunin K.V., Gortyshov Yu.F., Galimov F.M. et al. *Energetika Tatarstana*, 2010, no. 2, pp. 10-17.
5. Altunin K.V. *Patent RU 2388966 C1*, 10.05.2010.
6. Altunin K.V. *Patent RU 2447362 C1*, 10.04.2012.
7. Altunin K.V. *Patent RU 2504676 C1*, 20.01.2014.
8. Krichevskii S.V. *Metodika otsenki i puti povysheniya bezopasnosti poletov samoletov-istrebitelei na vzlete pri otkazakh aviatekhniki* (A technique for assessment and ways of improvement of the flight safety of fighter aircraft on take-off at the aviation equipment failures), Moscow, VVA im. prof. N.E. Zhukovskogo i Yu.A. Gagarina, 2011, 364 p.
9. Yanovskii L.S., Dmitrenko V.P., Dubovkin N.F. et al. *Osnovy aviatsionnoi khimnologii* (Fundamentals of aviation chemmology), Moscow, MATI, 2005, pp. 85-86.
10. *Udel'nyi impul's*, [https://ru.wikipedia.org/wiki/Удельный\\_импульс](https://ru.wikipedia.org/wiki/Удельный_импульс)
11. Yanovskii L.S., Kharin A.A. *Khimnologicheskoe obespechenie nadezhnosti aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Chemmotological reliability ensuring of aviation gas turbine engines), Moscow, INFRA-M, 2015, 264 p.
12. Myrabo L.N., Lewis J.S. *Lightcraft Flight handbook*. Canada, Apogee Books Space Series, 2009, 284 p.
13. Ignat'ev A.B. *Voprosy integratsii moshchnykh lazernykh istochnikov so sredstvami formirovaniya, orientirovaniya i tochnogo navedeniya luchu* (Issues of high-power laser sources integration with the means of formation, orientation and precise beam guidance), Moscow, MIREA, 2008, 72 p.
14. Rezunkov Yu.A. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Priborostroenie*, 2011, vol. 54, no. 2, pp. 7-12.
15. Kuz'michev V.S., Omar H.H., Tkachenko A.Yu. Effectiveness improving technique for gas turbine engines of ground application by heat regeneration. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 133-141.
16. *12 Most Powerful Aircraft Engines in the World*, <https://www.rankred.com/most-powerful-aircraft-engines/>
17. 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: 10.1016/j.energy.2017.12.080
18. Younossi O., Arena M.V., Moore R., Lorell M., Mason J., Graser J.C. *Military jet engine acquisition: technology basics and cost-estimating methodology*. United States, RAND, 2002, 174 p.
19. El-Sayed A.F. Performance Parameters of Jet Engines. *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*. 2016, pp. 161-218. DOI: 10.1007/978-1-4471-6796-9\_3
20. Semenov V.L., Aleksandrov V.Yu., Prokhorov A.N., Aref'ev K.Yu., Kruchkov S.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie*, 2019, no. 11(716), pp. 86-97. DOI: 10.18698/0536-1044-2019-11-86-97.