

УДК 629.7.036.001

DOI: 10.15587/2313-8416.2016.67086

ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ. ВЫВОД ФОРМУЛЫ ТЯГИ, ПОЛЕТНОГО (ТЯГОВОГО) КПД ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© Б. Ш. Мамедов, О. В. Лютова, С. А. Бовкун, М. В. Скоробагатая, Е. Б. Корниенко, Д. И. Харченко

В современной теории воздушно-реактивных двигателей (ВРД) при выводе формулы тяги и полетного (тягового) КПД в зоне Н-d контрольного контура при $V_n > 0$ не учтено генерирование параболоидной зоны заторможенного потока, как физического явления, что повлекло за собой разработку ошибочных фундаментальных основ современной теории ВРД – термодинамического цикла ВРД в координатах P-V, T-S, формул тяги и полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, неправильное применение уравнения Эйлера. Все это привело к ошибочному описанию основных физических процессов, имеющих место при работе ВРД

Ключевые слова: параболоидная зона заторможенного потока, кинематический анализ, теория ВРД

In the modern theory of air-jet engines (AJE) while formula of thrust and flying (thrust) efficiency calculation in zone H-d of the control contour while $V_n > 0$ did not taken into care paraboloid zone of stagnant flow generation, as a physical phenomenon, that led to mistake calculation modern theory of the air-jet engines fundamental foundations such as: thermodynamic cycle of turbojet engine in coordinate P-V, T-S, formula of thrust and flying (thrust) efficiency, blowing profile rising force theorem, wrong using Euler's equation. All this led to main physical processes wrong description while air-jet engine's working process

Keywords: paraboloid zone of stagnant flow, kinematic analysis, theory of air-jet engines

1. Введение

В современной теории ВРД при выводе формулы тяги, согласно контрольного контура, приведенного в [1], считается, что в зоне Н-d набегающий газовый поток (воздух) входит в двигатель через некоторую площадь F_n со статическим давлением, равным P_n (давление окружающей среды). Это давление P_n не изменяется вплоть до выходного сечения В-В воздухозаборника, и поскольку статическое давление P_n газового потока в зоне Н-В не изменяется, то внешняя работа турбины (двигателя) в этой зоне к газовому потоку не подводится [2].

Ошибочность такого мнения базируется на том, что в зоне Н-d не учтено генерирование параболоидной зоны заторможенного потока, рис. 1, поз. 1, как физического явления, которая всегда генерируется перед движущимся материальным телом в любой окружающей среде [3–5].

Отсутствие в зоне Н-d контрольного контура параболоидной зоны заторможенного потока привело к выводу ошибочных формул тяги:

$$R = G_c C_c \quad (1)$$

и полетного (тягового) КПД

$$\eta_n = \frac{2}{1 + \frac{C_c}{V_n}} \cdot 100 \%, \quad (2)$$

где R – импульс силы тяги (кГ·с); G_c – массовый расход газового потока, прошедшего через двигатель за 1с; C_c – осевая относительная скорость газового потока в выходном сечении реактивного сопла;

η_n – полетный (тяговый) КПД; V_n – переносная скорость полета.

Ошибочность формул (1), (2) доказывается расчетом тяги и полетного (тягового) КПД для любого ВРД, например, ТРДД Д-436ТП, технические данные которого взяты из чертежа ЗМКБ «Ивченко-Прогресс» под названием «К тепловому расчету двигателя Д-436ТП»:

Общая тяга на расчетном режиме – 7650 кГ·с, тяга по первому контуру – 5650 кГ·с, тяга по второму контуру – 2000 кГ·с, расход газа по первому контуру – 66кГ/с, расход газа по второму контуру – 325 кГ/с, C_c по первому контуру – 946 м/с, C_c по второму контуру – 188 м/с, максимальная скорость полета самолета Бе-200, на котором установлены ТРДД Д-436ТП – 700 км/час (195 м/с).

Проведем расчет тяги ТРДД Д-436ТП по формуле (1):

$$R_I = (G_c C_c)_I = 6,6 \cdot 946 = 6250 \text{ кГ·с}, \quad (3)$$

$$R_{II} = (G_c C_c)_{II} = 32,5 \cdot 188 = 6140 \text{ кГ·с}, \quad (4)$$

$$R = R_I + R_{II} = 6250 + 6140 = 12390 \text{ кГ·с}, \quad (5)$$

Вывод: формула тяги (1) современной теории ВРД является ошибочной, поскольку по первому контуру завышает тягу на 115 %, а по второму контуру завышает тягу на 320 %, поэтому формула тяги (1) не может являться фундаментальной ни для какой теории.

Проведем расчет полетного (тягового) КПД ТРДД Д-436ТП по формуле (2) для первого и второго контура:

$$\eta_{nI} = \frac{2}{1 + \frac{C_c}{V_n}} \cdot 100\% = \frac{2}{1 + \frac{946}{195}} \cdot 100\% = 34\%, \quad (6)$$

$$\eta_{nII} = \frac{2}{1 + \frac{C_c}{V_n}} \cdot 100\% = \frac{2}{1 + \frac{188}{195}} \cdot 100\% = 102\%, \quad (7)$$

Вывод: формула полетного (тягового) КПД (2) современной теории ВРД ошибочна, так как попирает все устои науки, поскольку известно, что в технике КПД любого физического процесса не может превысить 100 %, формула (2), как и формула (1), не может являться фундаментальной ни для какой теории.

Дополнительная критика формул (1), (2) приводится в [6]. Отсутствие в зоне Н-d контрольного контура параболоидной зоны заторможенного потока привело специалистов к неправильному пониманию принципа работы «нулевой» ступени компрессора [6–9], процесса генерирования тяги ВРД, [6], распределения внешней работы турбины (двигателя) по зонам контрольного контура, теоретических и физических основ процесса сжатия газового потока до

максимальной P_k^* в компрессорах ВРД, теоретических основ и принципа работы входных устройств для сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей полета и др. Это привело к отсутствию правильных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения за последние 86 лет.

Таким образом, в современной теории ВРД существует проблема полной ошибочности всех ее фундаментальных основ, включая формулы тяги и полетного (тягового) КПД (1), (2).

Исходя из вышеизложенного, «Единая теория движителей на непрерывных потоках» ставит своей целью – заданием:

На примере вывода формул тяги и полетного (тягового) КПД для сверхзвуковых прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) показать и доказать, что выведенные формулы тяги и полетного (тягового) КПД для ПВРД являются фундаментальными и едиными для всех типов движителей на непрерывных потоках, так как дают точное расчетное значение тяги и полетного (тягового) КПД для любого ВРД [10], без какой бы то ни было погрешности.

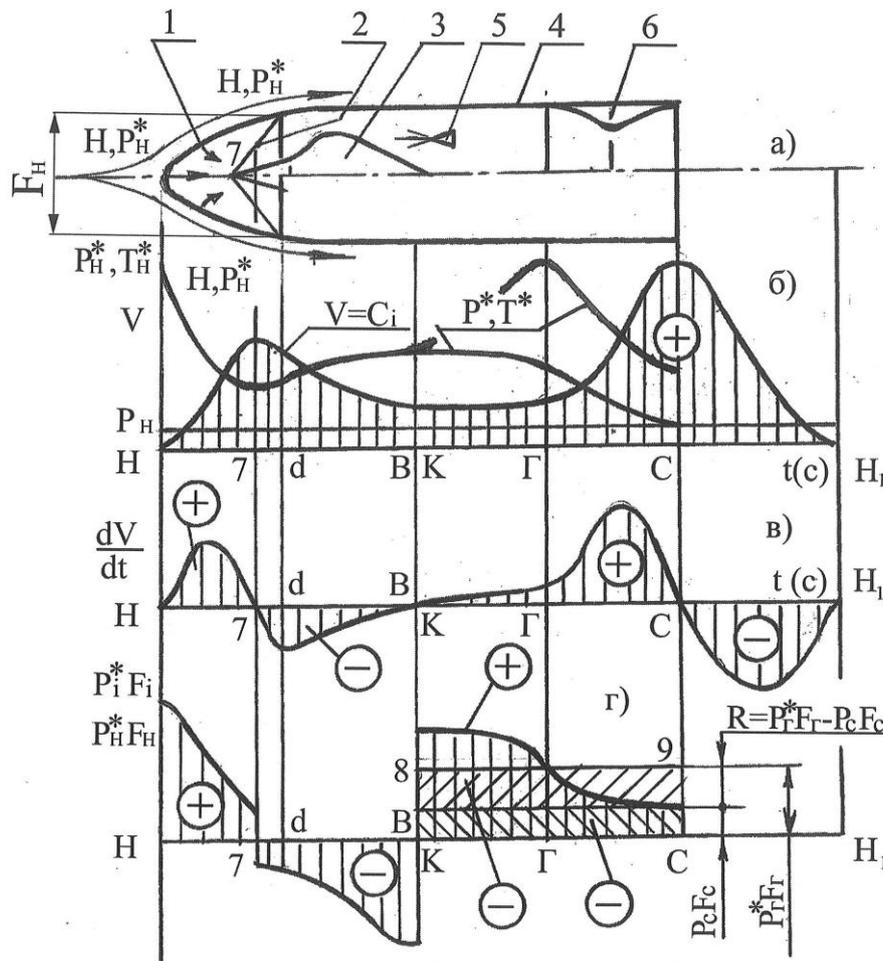


Рис. 1. Кинематический анализ газодинамических характеристик потока прямооточного воздушно-реактивного двигателя: а – контрольный контур Н-Н₁; б – характер изменения статических давлений, температуры, осевых относительных скоростей (P*, T*, C_i) заторможенного газового потока; в – характер изменения ускорений газового потока (вторичных движущих инерционных сил); г – характер изменения первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в трубке контрольного контура Н-Н₁; 1 – параболоидная зона заторможенного потока; 2 – скачки уплотнения; 3 – центральное тело; 4 – корпус; 5 – форсунки топливные; 6 – сопло Лавалья; 7 – условная точка прохождения рассматриваемой трубки тока через первый скачок уплотнения

2. Анализ литературных данных

Ошибочность всех фундаментальных основ современной теории ВРД (термодинамический цикл ВРД в координатах P-V, T-S, формулы тяги и полетного (тягового) КПД, теорема о подъемной силе продуваемого профиля, понимание и применение уравнения Эйлера) основывается на ошибочных разработках профессора Н. Е. Жуковского и академика Б. С. Стечкина.

В работе профессора Н. Е. Жуковского «Вихревая теория гребного винта», 1912 г. [11] реализована его ошибочная идея о том, что вихрь (смерч, торнадо) генерируется вокруг продуваемого профиля. Профессор Н. Е. Жуковский не мог понять, что там, где генерируется вихрь, генерируется катастрофа, поскольку вихрь (смерч, торнадо), как природное физическое явление, обладает огромной разрушительной силой. Да, вихрь существует, но генерируется он только по спинкам продуваемых профилей, может сойти с продуваемого профиля, быть подхваченным набегающим потоком, например, с крыла самолета при нерасчетных углах атаки, и следовать за ним многокилометровым вращающимся шлейфом.

Профессор Н. Е. Жуковский не мог понять другой правильной идеи о том, что любой продуваемый профиль просто генерирует тягу, которая, как вектор, просто раскладывается на горизонтальную и вертикальную (подъемную силу) составляющие [6]. Критика теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в его работе «Вихревая теория гребного винта», приводится в [6].

Академик Б. С. Стечкин в своей статье «Теория воздушно-реактивного двигателя», опубликованной в 1929 г. [12], привел ошибочный вывод формулы тяги и полетного (тягового) КПД ВРД. Ошибки академика Б. С. Стечкина заключались в том, что он не дал классификацию и характеристику внешних сил, действующих на рассматриваемый участок трубки тока, ошибся с применением уравнения Эйлера, не учел генерирование при $V_n > 0$ в зоне Н-d контрольного контура параболоидной зоны заторможенного потока [6], ввел интеграл по замкнутому контуру, не провел кинематического анализа. В реалиях формула тяги ВРД академика Б. С. Стечкина, $R = G_c \cdot C_c$, завышает тягу любого ВРД более чем на 320 %. За последние 86 лет эта формула продержалась только благодаря чистой фальсификации технических данных ВРД конструкторами, которые для преподавателей авиационных ВУЗов выдают заниженные данные по расходу газового потока по контурам ТРДД, например, с тем, чтобы произведение $G_c \cdot C_c$ было бы точно равно тяге по соответствующему контуру. Например, согласно чертежей ЗМКБ «Ивченко-Прогресс» под названием «К тепловому расчету двигателя Д-43БТП» по первому контуру выдается расход газового потока 58 кг/с (вместо реальных 66 кг/с), а по второму контуру расход выдается 105 кг/с (вместо реальных 325 кг/с), что и является основным фактором, способствующим задержке

технического прогресса в области авиадвигателестроения более чем на 86 лет.

В работах Нечаева Ю. Н., Федорова Р. М. [13], заложены те же самые ошибки, допущенные академиком Б. С. Стечкиным, приведшие к разработке ошибочных фундаментальных основ современной теории ВРД, неправильному описанию физических процессов, имеющих место при работе ВРД, задержке технического прогресса в области авиадвигателестроения более чем на 86 лет.

В работах [10, 11] приводится расчет осевых компрессоров от спецификации до окончательного варианта с помощью формул и уравнений газовой динамики, что является неточным, требующим доводки компрессоров КНД, КСД, КВД не только в стендовых условиях, но и в процессе эксплуатации. Примером может служить, например, ТРДД Д-18, который вместо расчетной $\Pi_k^* = 50$ имеет реальную $\Pi_k^* = 25$. Это объясняется тем, что теоретические и физические основы процесса сжатия газового потока до максимальной Π_k^* в компрессорах ВРД в современной теории ВРД описаны ошибочно, поскольку основной упор делается на диффузорность, которая в межлопаточных каналах РК КНД, КСД, КВД полностью отсутствует.

Анализ литературных данных показывает, что у нас существует разработка принципиально новой, прогрессивной теории ВРД под названием «Единая теория двигателей на непрерывных потоках» со многими научными направлениями.

3. Выбор контрольного контура

В качестве контрольного контура выбираем зону Н-Н₁, рис. 1, где Н – зона невозмущенного потока, начало ускоренного движения частиц газового потока; Н₁ – зона невозмущенного потока, конец ускоренного движения частиц газового потока.

Движение газового потока в контрольном контуре, согласно рис. 1, формируется параболоидной зоной заторможенного потока 1, скачками уплотнения 2, центральным телом 3, установленным в корпусе 4, топливными форсунками 5, реактивным соплом Лавала 6 и условной точкой прохождения рассматриваемой осевой трубки тока через первый скачок уплотнения 7.

Контрольный контур Н-Н₁ состоит из следующих зон:

Н-7 – зона ускоренного движения газового потока с одновременным понижением статического давления;

7-В (К) – зона торможения газового потока скачками уплотнения 2 и лобовым сопротивлением центрального тела 3 с одновременным повышением статического давления. Точка К условно введена для полного соответствия контрольного контура ПВРД контрольному контуру ТРД [6];

В (К)-Г – зона камеры сгорания, в которой статическое давление и осевая относительная скорость газового потока почти не изменяются;

Г-С – зона реактивного сопла Лавала или зона ускорения газового потока при одновременном понижении статического давления;

В (К)-С – зона ускоряемого газового потока или реактивное сопло, в котором генерируется тяга ПВРД;

С-Н₁ – зона выходящей струи.

4. Физические и динамические характеристики параболоидной зоны заторможенного потока

Параболоидная зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде. Фотографии, представленные в [6] являются экспериментальным подтверждением генерирования параболоидной зоны заторможенного потока. При $V_n > 0$ перед любым ВРД, включая ПВРД, в зоне Н-д всегда генерируется параболоидная зона заторможенного потока (рис. 1, поз. 1), поверхность которой совпадает с зоной невозмущенного потока Н, поскольку периферия параболоидной зоны заторможенного потока 1 (рис. 1) является границей раздела фаз, с одной стороны набегающий поток со статическим давлением, равным МСА, с другой стороны по всей границе параболоидной зоны одинаковое давление P_n^* заторможенного потока, которое является максимальным давлением газового потока в зоне Н-В. Подача воздуха в ПВРД осуществляется из каждой точки поверхности параболоидной зоны заторможенного потока (рис. 1).

Абсолютная осевая скорость любой частицы газового потока контрольного контура Н-Н₁, включая параболоидную зону заторможенного потока 1 (рис. 1) описывается уравнением:

$$C_{abc} = C_i - V_n, \quad (8)$$

где C_{abc} – абсолютная осевая скорость газового потока; C_i – относительная осевая скорость газового потока; V_n – переносная осевая скорость газового потока.

Периферия параболоидной зоны заторможенного потока характеризуется максимальным давлением заторможенного потока, P_n^* , переносной осевой скоростью V_n и нулевой относительной осевой скоростью C_i . Поэтому при кинематическом анализе любой трубки тока начало координат всегда берется от периферии параболоидной зоны заторможенного потока (рис. 1), при этом в любой трубке тока градиент статических давлений газового потока в зоне Н-В(К) является положительным, т. е. направленным по потоку, даже при наличии отрицательного (против потока) градиента статических давлений в пределах входного устройства для сверхзвуковых скоростей полета, зона 7-В (К) (рис. 1).

5. Классификация и характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н₁

При любых физических процессах, имеющих место при работе ВРД, включая ПВРД, изменение статического давления газового потока генерирует изменение его динамических характеристик (скорость, ускорение, сила инерции). Т. е. первичная ста-

тика, вторична динамика. Исходя из этого, «Единая теория двигателей на непрерывных потоках» классифицирует внешние силы, действующие на трубку тока в зоне Н-Н₁, на движущие, силы сопротивления и силу тяги и характеризует их как:

1. Первичные движущие силы от изменения статического давления, $P_i F_i$, где P_i – статическое давление газового потока в *i*-м сечении газодинамического тракта в зоне Н-Н₁; F_i – площадь *i*-го сечения газодинамического тракта в зоне Н-Н₁. Направление действия первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока всегда совпадает с направлением их градиента, за исключением выходящей струи в зоне С-Н₁, в которой $P_i F_i = const$ при любых значениях P_c .

2. Вторичные движущие инерционные силы, $m_e a_i$, где m_e – секундный массовый расход газового потока через двигатель; a_i – ускорение газового потока в *i*-м сечении газодинамического тракта в зоне Н-Н₁. Направление действия вторичных движущих инерционных сил в зоне Н-Н₁ всегда противоположно направлению ускорения газового потока.

3. Сила сопротивления $P_c F_c$, где P_c – статическое давление газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла Лавалья ПВРД; F_c – площадь выходного сечения С-С реактивного сопла Лавалья ПВРД.

По форме $P_c F_c$ – это первичная сила в сечении С-С, являющаяся началом выходящей струи С-Н₁ (рис. 1). Поскольку в выходящей струе С-Н₁, при любых P_c , $P_i F_i = const$, т. е. отсутствует градиент первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока, то в выходящей струе сразу за сечением С-С образуется подпор первичной силе $P_c F_c$, которая в этом случае мгновенно переходит в разряд силы сопротивления, направленной против потока. Поэтому для любых типов двигателей на непрерывных потоках $P_c F_c$ всегда является силой сопротивления.

4. Сила тяги R ПВРД, которая при любом положительном значении всегда, как и сила сопротивления $P_c F_c$, направлена против потока.

Силы трения газового потока о внутренние поверхности ПВРД не учитываем.

Гравитационные силы в горизонтальном полете не учитываются.

6. Кинематический анализ газодинамических характеристик потока в трубке тока контрольного контура Н-Н₁ для вывода формулы тяги и полетного (тягового) КПД ПВРД

Основой для вывода формулы тяги и полетного (тягового) КПД ПВРД является кинематический анализ газодинамических характеристик потока в трубке тока контрольного контура Н-Н₁, который проводится впервые.

На рис. 1, а приводится контрольный контур Н-Н₁ для проведения кинематического анализа, на

рис. 1, б приводится кинематический анализ характера изменения давления, P^* , температуры, T^* , заторможенного потока и осевых относительных скоростей C_i в трубке тока контрольного контура Н-Н₁, на рис. 1, в приводится кинематический анализ характера изменения ускорений газового потока и вторичных движущих инерционных сил в трубке тока контрольного контура Н-Н₁. Вторичные движущие инерционные силы, $m_2 a_i$, являются зеркальным отражением графиков изменения ускорений газового потока. На рис. 1, г приводится кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в трубке тока контрольного контура Н-Н₁.

Согласно Закона сохранения энергии сумма работ первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока и сумма работ вторичных движущих инерционных сил в пределах контрольного контура Н-Н₁ всегда равна нулю. Согласно кинематического анализа работа этих сил выражается площадью геометрических фигур, заключенных между кривой и осью абсцисс.

Кинематический анализ показывает, что скорость газового потока никогда не создает тяги, поскольку изменение скорости потока во времени генерирует ускорение, вторичные движущие инерционные силы, работа которых, согласно графика (рис. 1, в) в пределах контрольного контура Н-Н₁ всегда равна нулю. Т. е. сумма работ вторичных движущих инерционных сил со знаком «плюс» всегда равна сумме работ со знаком «минус».

Кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока (рис. 1, г) показывает, что работа первичных движущих сил в зоне Н-7 со знаком «плюс» всегда компенсируется равной и противоположно направленной работой первичных движущих сил в зоне 7-В (К) со знаком «минус», поскольку, как и в компрессорах ТРД, часть кинетической энергии газового потока, накопленной в зоне Н-7, переходит в потенциальную энергию давления в зоне 7-В(К), при этом торможение газового потока осуществляется скачками уплотнения 2 (рис. 1) и лобовым сопротивлением центрального тела 3, обеспечивая при этом синусоидальную характеристику изменения осевых относительных скоростей газового потока и нулевое ускорение последнего при вхождении в камеру сгорания, что положительно сказывается на процессе горения топлива. Торможение газового потока в зоне 7-В (К) генерирует силу инерции, направленную по потоку и сжимающей последний до статического давления в сечении В(К)-В(К).

В зоне выходящей струи С-Н₁ градиент первичных сил от изменения статического давления газового потока всегда равен нулю, поскольку в выходящей струе, согласно Закона Бойля-Мариотта, $P_i F_i = const$. Это означает, что в выходящей струе, зона С-Н₁, первичные силы от изменения статического давления газового потока работу не совершают, а газовый поток в выходящей струе движется только под действием инерционных сил, направленных по потоку.

Работу первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в зоне В(К)-С, заключенную между кривой и осью абсцисс, заштрихованная вертикально зона со знаком «плюс», заменяем на равную ей площадь прямоугольника В(К)-8-9-С (рис. 1, г), высота которого равна $P_2^* F_2$, где P_2^* – статическое давление заторможенного газового потока в сечении Г-Г; F_2 – площадь газодинамического тракта в сечении Г-Г. Согласно Закона сохранения энергии работа первичных движущих сил в зоне В(К)-С от изменения статического давления газового потока, приведенная к прямоугольной форме В(К)-8-9-С, полностью компенсируется работой силы сопротивления $P_c F_c$ (рис. 1, г), заштрихованная снизу под углом 45° площадь, и работой силы тяги R, заштрихованная сверху под углом 45° площадь, при этом тяга ПВРД на любом режиме работы определяется как

$$R = P_2^* F_2 - P_c F_c \text{ (кГ, Н)} \quad (9)$$

Таким образом, выведенная формула тяги ПВРД (9) является единой формулой тяги для всех типов двигателей на непрерывных потоках, [6], позволяющий точно без погрешностей рассчитывать тягу любого ВРД [10].

6.1. Энергетическая характеристика работы ПВРД

Определяем работу силы тяги R путем умножения уравнения (9) на длину зоны В(К)-С, $L_{К-С}$:

$$R \cdot L_{К-С} = (P_2^* F_2) \cdot L_{К-С} - (P_c F_c) \cdot L_{К-С}, \quad (10)$$

$$A_R = R \cdot L_{К-С}, \quad (11)$$

т. е. уравнение (11) – это работа силы тяги в зоне В(К)-С;

$$A_{cc} = (P_c F_c) \cdot L_{К-С}, \quad (12)$$

т. е. уравнение (12) – это работа силы сопротивления в зоне В(К)-С;

$$A_n = (P_2^* F_2) \cdot L_{К-С}, \quad (13)$$

т. е. уравнение (13) – это полная работа, подведенная двигателем к газовому потоку в зоне В(К)-С.

Таким образом, можно записать:

$$A_n = A_R + A_{cc}, \quad (14)$$

т. е. полная работа, подведенная ПРВД к газовому потоку равна сумме работ силы тяги R и силы сопротивления $P_c F_c$.

Определяем тяговую мощность путем умножения уравнения (9) на относительную осевую скорость газового потока в сечении Г-Г, C_T :

$$R \cdot C_T = (P_2^* F_2) \cdot C_T - (P_c F_c) \cdot C_T, \quad (15)$$

$$N_R = R \cdot C_T, \quad (16)$$

т. е. уравнение (16) – это тяговая мощность, которая связана с уравнением (11) соотношением

$$N_R = \frac{A_R}{\Delta t}, \quad (17)$$

где Δt – это время прохождения потоком зоны В(К)-С, определенное по средней скорости газового потока в этой зоне;

$$N_{cc} = (P_c F_c) \cdot C_z, \quad (18)$$

т. е. уравнение (18) – это мощность, которую потребляет сила сопротивления $P_c F_c$ и которая связана с уравнением (12) соотношением

$$N_{cc} = \frac{A_{cc}}{\Delta t}, \quad (19)$$

$$N_n = (P_z^* F_z) \cdot C_z \quad (20)$$

т. е. уравнение (20) – это полная мощность, подведенная ПВРД к газовому потоку, которая связана с уравнением (13) соотношением

$$N_n = \frac{A_n}{\Delta t}. \quad (21)$$

Таким образом, можно записать

$$N_n = N_R + N_{cc}, \quad (22)$$

т. е. полная мощность, подведенная ПВРД к газовому потоку, равна сумме тяговой мощности и мощности силы сопротивления.

6. 2. Вывод формулы полетного (тягового) КПД ПВРД

Графическая интерпретация полетного (тягового) КПД представлена на рис. 1, з, зона В(К)-С, из которой следует:

$$\eta_n = \frac{A_R}{A_n} \cdot 100 \% = \frac{N_R}{N_n} \cdot 100 \% = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P_z^* F_z} \right) \cdot 100 \%, \quad (23)$$

Таким образом, выведенная формула полетного (тягового) КПД ПВРД (23) является единой формулой полетного (тягового) КПД для всех типов движителей на непрерывных потоках [6], позволяющей точно без погрешностей рассчитывать полетный (тяговый) КПД любого ВРД [10].

7. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги ПВРД

Для вывода формулы тяги ПВРД с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кГ, Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй Закон И. Ньютона:

$$m_z \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_z \cdot a = \sum P_i, \quad (24)$$

где m_z – секундный массовый расход газового потока через трубку тока в зоне В(К)-С, рис.1; ΔV – разница

относительной осевой скорости газового потока на выходе, V_2 , сечение С-С, и на входе, V_1 , сечение В(К)-В(К) в трубку тока в зоне В(К)-С; Δt – время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне В(К)-С, или время перемещения потока от сечения 1, В(К)-В(К), до сечения 2, С-С; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения газового потока в зоне В(К)-С; $m_z \cdot a$ – изменение силы инерции газового потока в зоне В(К)-С, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в этой зоне; $\sum P_i$ – сумма всех других внешних сил, включая силу тяги R ПВРД, реакции отсоединенных потоков, которые действуют на трубку тока в зоне В(К)-С.

В этом случае уравнение Эйлера (24) читается только так: изменение силы инерции газового потока $m_z a$, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне В(К)-С, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R ПВРД, а также реакции отсоединенных потоков от вторичных движущих инерционных сил и первичных движущих сил от изменения статического давления, действующих на сечение В(К)-В(К) слева, от зоны Н-В(К), и на сечение С-С справа, от зоны С-Н₁.

Запишем уравнение Эйлера (24) в векторной форме:

$$\overline{m_z a} = \overline{P_{ин1}} + \overline{P_{ин2}} + \overline{grad(P_z^* F_z - P_c F_c)} + \overline{R}, \quad (25)$$

где $P_{ин1}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-В(К) от вторичных движущих инерционных сил, которые действуют на сечение В(К)-В(К) слева; $P_{ин2}$ – реакция отсоединенного потока зоны С-Н₁ от вторичных движущих инерционных сил, которые действуют на сечение С-С справа.

Реакция отсоединенных потоков в зонах Н-В(К) и С-Н₁, которые действуют на сечения В(К)-В(К) и С-С со стороны градиента первичных движущих сил от изменения статического давления, всегда равняется нулю, поэтому уравнение Эйлера (25) можно записать как:

$$\overline{P_{ин1}} + \overline{m_z a} + \overline{P_{ин2}} = \overline{R} + \overline{grad(P_z^* F_z - P_c F_c)}. \quad (26)$$

Левая часть этого уравнения является суммой вторичных движущих инерционных сил в пределах контрольного контура Н-Н₁, которая всегда равняется нулю, рис.1в, тогда в модульной форме:

$$0 = -R + grad(P_z^* F_z - P_c F_c), \quad (27)$$

откуда

$$R = grad(P_z^* F_z - P_c F_c) \quad (28)$$

или

$$R = P_z^* F_z - P_c F_c. \quad (29)$$

Таким образом, правильное понимание и применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта для вывода формулы тяги ПВРД, позволяет подтвердить правильность вывода формулы тяги ПВРД (9) основным кинематическим путем.

8. Выводы. Перспективы дальнейших работ

Выведенные на основе кинематического анализа формулы тяги ПВРД (9) и полетного (тягового) КПД (23):

– полностью соответствуют экспериментальной части современной теории воздушно-реактивных двигателей;

– являются фундаментальными и едиными для всех движителей на непрерывных потоках;

– дают принципиально новое направление технического мышления о процессе генерирования тяги всеми движителями на непрерывных потоках;

– дают возможность очень просто разбираться и объяснять любые физические процессы, имеющие место при работе ВРД;

– дают возможность существенно упростить методику расчета любого ВРД;

– дают возможность проектировать ВРД, которые при одинаковом расходе топлива увеличивают тягу в 4–7 раз, применяя $P_k^* = 70–90$.

Поэтому следующие исследование будет касаться разработки термодинамического цикла сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей в координатах P-V, T-S.

Литература

1. Шляхтенко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст]: учеб. / С. М. Шляхтенко, В. М. Акимов, В. И. Бакулев, Р. И. Курзинер, В. В. Поляков, В. А. Сосунов; под ред. С. М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.

2. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко. – М.: Машиностроение, 1983. – 223 с.

3. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Причины генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете в условиях жаркого климата [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2014. – № 9. – С. 56–62.

4. Пат. 86788. Україна. МПК F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] / Мамедов Б. Ш.; Заявник та патентовласник Запорізький нац. техн. ун-т. – № U200607941; заявл. 14.07.2006; опубл. 25.05.2009; Бюл. № 10. – 24 с.

5. Пат. 46407. Україна. МПК F04D 27/00, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів [Текст] / Мамедов Б. Ш. – № U200905152; заявл. 25.05.2009; опубл. 25.12.2009; Бюл. № 24. – 26 с.

6. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей на непрерывных потоках [Текст]: моногр. / Б. Ш. Мамедов; Запорожский национальный технический университет. – Х.: Технологический центр, 2013. – 296 с.

7. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Новое назначение и принцип работы "нулевой" ступени компрессора низкого давления [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2014. – № 8. – С. 55–60.

8. Пат. 66619. Україна. МПК F02K 1/00, F02K 3/08, F02K 7/00, F02K 3/11 Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] / Мамедов Б. Ш. – № u201107779; заявл. 20.06.2011; опубл. 10.01.2012; Бюл. № 1. – 12 с.

9. Пат. 66620. Україна. МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивний двоконтурний

двигун [Текст] / Мамедов Б. Ш. – № U201107780; заявл. 20.06.2011; опубл. 10.01.2012; Бюл. № 1. – 12 с.

10. Мамедов, Б. Ш. Сравнительный анализ расчета тяги и полетного (тягового) КПД турбореактивных двухконтурных двигателей по современной теории воздушно-реактивных двигателей и Единой теории движителей на непрерывных потоках [Текст]: сб. науч. тр. / Б. Ш. Мамедов, П. К. Штанько // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. – 2015. – № 4 (312). – С. 63–69.

11. Карпов, Я. С. Основы аэрокосмической техники [Текст]: учеб. / Я. С. Карпов, Б. А. Панасенко, А. И. Рыженко. – Х.: ХАИ, 2007. – 656 с.

12. Стечкин, Б. С. Избранные труды. Теория тепловых двигателей [Текст]: учеб. / Б. С. Стечкин. – М.: Наука, 1977. – 410 с.

13. Нечаев, Ю. Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 1 [Текст]: учеб. / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров. – М.: Машиностроение, 1977. – 311 с.

14. Micheli, M. Compressor design from specification to validation-application of a fast and reliable process. Vol. 7 [Text]: conference / M. Micheli, W. Kappis, G. Guidati, M. Felderhoff // ASME. – 2009. – P. 365–372. doi: 10.1115/gt2009-59217

15. Terauchi, K. Redesign of an 11-stage axial compressor for industrial gas turbine. Vol. 6 [Text]: conference / K. Terauchi, D. Kariya, S. Maeda, K. Yoshiura // ASME. – 2005. – P. 261–267. doi: 10.1115/gt2005-68689

References

1. Shljahentko, S. M., Akimov, V. M., Bakulev, V. I., Kurziner, R. I., Poljakov, V. V., Sosunov, V. A.; Shljahentko, S. M. (Ed.) (1987). Teorija i raschet vozdušno-reaktivnyh dvigatelej. Moscow: Mashinostroenie, 568.

2. Kazandzhan, P. K., Tihonov, N. D., Janko, A. K. (1983). Teorija aviacionnyh dvigatelej. Moscow: Mashinostroenie, 223.

3. Mamedov, B. Sh. (2014). Edinaja teorija dvizhitelej. Prichiny generirovanija neustojchivoj raboty turboreaktivnyh dvigatelej pri vzlete v uslovijah zharkogo klimata. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija, 9, 56–62.

4. Mamedov, B. Sh. (2006). Pat. 86788. Ukrai'na. MPK F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Turboreaktivnyj dvokonturnyj dvygun. № U200607941; zajavl. 14.07.2006; opubl. 25.05.2009; Bjul. № 10, 24.

5. Mamedov, B. Sh. (2009). Pat. 46407. Ukrai'na. MPK F04D 27/00, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Sposib pidvyshhennja gazodynamichnoi' stijkosti roboty povitrya-reaktivnyh dvyguniv. № U200905152; zajavl. 25.05.2009; opubl. 25.12.2009; Bjul. № 24, 26.

6. Mamedov, B. Sh. (2013). Edinaja teorija dvizhitelej na nepretyvnyh potokah. Kharkiv: Tehnologicheskij centr, 296.

7. Mamedov, B. Sh. (2014). Edinaja teorija dvizhitelej. Novee naznachenie i princip raboty "nulevoj" stupeni kompresora nizkogo davlenija. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija, 8, 55–60.

8. Mamedov, B. Sh. (2011). Pat. 66619. Ukrai'na. MPK F02K 1/00, F02K 3/08, F02K 7/00, F02K 3/11 Turboreaktivnyj dvokonturnyj dvygun. № u201107779; zajavl. 20.06.2011; opubl. 10.01.2012; Bjul. № 1, 12.

9. Mamedov, B. Sh. (2011). Pat. 66620. Ukrai'na. MPK F02S 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Turboreaktivnyj dvokonturnyj dvygun. № U201107780; zajavl. 20.06.2011; opubl. 10.01.2012; Bjul. № 1, 12.

10. Mamedov, B. Sh., Shtan'ko, P. K. (2015). Sravnitel'nyj analiz rascheta tjagi i poletnogo (tjagovogo) KPD turboreaktivnyh dvuhkonturnykh dvigatelej po sovremennoj teorii vozdušno-reaktivnyh dvigatelej i Edinoj teorii dvizhite-

lej na nepreryvnyh potokah. Fundamental'nye i prikladnye problemy tehniki i tehnologii, 4 (312), 63–69.

11. Karpov, Ja. S., Panasenko, B. A., Ryzhenko, A. I. (2007). Osnovy ajerokosmicheskoy tehniki. Kharkiv: HAI, 656.

12. Stechkin, B. S. (1977). Izbrannye trudy. Teorija teplovyh dvigatelej. Moscow: Nauka, 410.

13. Nechaev, Ju. N., Fedorov, R. M. (1977). Teorija aviacionnyh gazoturbinnnyh dvigatelej. Ser. 1. Moscow: Mashinostroenie, 311.

14. Micheli, M., Kappis, W., Guidati, G., Felderhoff, M. (2009). Compressor design from specification to validation-application of a fast and reliable process. Vol. 7. ASME, 365–372. doi: 10.1115/gt2009-59217

15. Terauchi, K., Kariya, D., Maeda, S., Yoshiura, K. (2005). Redesign of an 11-stage axial compressor for industrial gas turbine. Vol. 6. ASME, 261–267. doi: 10.1115/gt2005-68689

*Рекомендовано до публікації д-р техн. наук, професор Шаломеев В. А.
Дата надходження рукопису 16.03.2016*

Мамедов Борис Шамшадович, кандидат технических наук, доцент, кафедра «Начертательная геометрия, инженерная и компьютерная графика», Запорожский национальный технический университет, ул. Жуковского, 64, г. Запорожье, Украина, 69063

Лютова Ольга Валерьевна, кандидат технических наук, доцент, кафедра «Начертательная геометрия, инженерная и компьютерная графика», Запорожский национальный технический университет, ул. Жуковского, 64, г. Запорожье, Украина, 69063

Бовкун Светлана Анатольевна, старший преподаватель, кафедра «Начертательная геометрия, инженерная и компьютерная графика», Запорожский национальный технический университет, ул. Жуковского, 64, г. Запорожье, Украина, 69063

Скоробагатая Марианна Васильевна, старший преподаватель, кафедра «Начертательная геометрия, инженерная и компьютерная графика», Запорожский национальный технический университет, ул. Жуковского, 64, г. Запорожье, Украина, 69063

Корниенко Елена Борисовна, преподаватель, кафедра «Начертательная геометрия, инженерная и компьютерная графика», Запорожский национальный технический университет, ул. Жуковского, 64, г. Запорожье, Украина, 69063

Харченко Дмитрий Иванович, преподаватель, кафедра «Начертательная геометрия, инженерная и компьютерная графика», Запорожский национальный технический университет, ул. Жуковского, 64, г. Запорожье, Украина, 69063