

УДК 629.7.036.001

Б. Ш. МАМЕДОВ, канд. техн. наук, доц., ЗНТУ, Запорожье

ПРИМЕНЕНИЕ УРАВНЕНИЯ ЭЙЛЕРА ДЛЯ ВЫВОДА ФОРМУЛ ТЯГИ, ПОЛЕТНОГО (ТЯГОВОГО) КПД ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО ВНЕШНИМ ПАРАМЕТРАМ ГАЗОВОГО ПОТОКА ПРИ $V_{II} \geq 0$

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей, связанные с ошибочными фундаментальными формулами тяги, полетного (тягового) КПД, выведенными академиком Б.С.Стечкиным в 1929г.

Ключевые слова: тяга воздушно-реактивного двигателя, полетный (тяговый) КПД, реакция

Введение. Постановка проблемы

Истоки всех катастроф авиалайнеров гражданской авиации, самолетов военной и военно-транспортной авиации по причине заглохания или неустойчивой работы воздушно-реактивных двигателей (ВРД) при взлете, полете, посадке связаны с кризисом современной теории воздушно-реактивных двигателей, [1, с.5–7]. Кризис современной теории воздушно-реактивных двигателей основывается не только на неправильном понимании и применении уравнения Эйлера, этот кризис основывается еще и на полном отсутствии фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, поскольку существующие в современной теории ВРД ошибочные фундаментальные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, выведенные академиком Б.С.Стечкиным в 1929г., и такая же ошибочная фундаментальная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е.Жуковским в 1912г., [2, с.15–20], не только задержали технический прогресс в области авиадвигателестроения более чем на 80 лет, но и лежат у истоков тысяч авиационных катастроф по причине заглохания или неустойчивой работы ВРД при взлете, полете, посадке, нанесли большой материально-технический ущерб любому государству, производящему самолеты и авиадвигатели.

В результате ошибочного описания ряда физических процессов, имеющих место при работе ВРД, современная теория воздушно-реактивных двигателей оказалась неспособной дать правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения при $T_g^* = \text{const}$ (при постоянной температуре заторможенного газового потока перед первым сопловым аппаратом турбины).

Поэтому в настоящее время существует острая проблема создания принципиально новой теории воздушно-реактивных двигателей, которая уже разработана и называется "Единая теория движителей на непрерывных потоках", отличительной особенностью которой является то, что эта теория основывается на принципиально новых фундаментальных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, на абсолютно новой фундаментальной теореме о подъемной силе продуваемого

© Б. Ш. МАМЕДОВ, 2013

профиля, едиными для любых движителей на непрерывных потоках, к которым относятся крыло птицы, самолета, планера, различные паруса, одинарные, контрвращающиеся и спутновращающиеся гребные и воздушные винты, ТРД, ТРДД, ТРДФ и другие ВРД, ракетные движители, [2, с.15–20], [3, с.146–153].

В частности, по тематике данной статьи единая теория движителей на непрерывных потоках ставит и решает на более высоком научном уровне ту же самую проблему, которую академик Б.С.Стечкин поставил перед собой в 1929г. в своей ошибочной статье "Теория воздушно-реактивного двигателя", так и не решив эту проблему, т.е. так и не создав правильную теорию воздушно-реактивного двигателя.

Критика формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей, выведенных академиком Б.С.Стечкиным в 1929г.

Необходимо отметить, что академик Б.С.Стечкин занялся вопросом вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД для воздушно-реактивных двигателей во времена (1926–1929г.г.), когда эти двигатели только зарождались, когда еще полностью отсутствовал теоретический и экспериментальный опыт проектирования и эксплуатации воздушно-реактивных двигателей (ВРД), когда теоретические разработки ученых в области вывода формул тяги для различных движителей носили неточный характер, включая работы Н.Е.Жуковского, К.Э.Циолковского и др.

Другими словами, академику Б.С.Стечкину при выводе формул тяги, полетного (тягового) КПД в 1929г. не на что было опереться, чтобы убедиться в правильности выведенных им для ВРД формул тяги, полетного (тягового) КПД, поэтому его статья "Теория воздушно-реактивного двигателя", 1929г., в которой приводится ошибочный вывод формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей, должна рассматриваться как первый шаг на пути познания человеком такого сложнейшего физического понятия, как процесс генерирования тяги воздушно-реактивным двигателем и не менее сложного теоретического и физического понятия полетного (тягового) КПД воздушно-реактивного двигателя.

Критика контрольного контура, выбранного академиком Б.С.Стечкиным для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей

Контрольный контур для определения тяги ВРД при дозвуковой скорости полета представлен в [4 на с.44, рис.1.22]. Контрольный контур для определения тяги ВРД при сверхзвуковой скорости полета представлен в [4 на с.44, рис.1.23].

С позиции уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках контрольные контура, которые академик Б.С.Стечкин разработал для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД, абсолютно неверны и имеют следующие грубейшие ошибки:

1. Контрольный контур при $v_n > 0$ всегда должен начинаться с зоны заторможенного потока, вне зависимости от величины скорости полета v_n , [2, с.18, рис.1, поз.2].

Зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде, рис.1.

На рис.1 представлено генерирование зоны заторможенного потока при движении металлического вала с плоским торцом во влажном снегу при $v_n = 7$ м/с. Форма зоны заторможенного потока – параболоид.

Перед любым ВРД в полете всегда возникает зона заторможенного потока аналогичная той, которая представлена на рис.1. Начало и форма этой зоны заторможенного потока зависят от скорости полета $V_{п.}$ и плотности входящего в двигатель газового потока. При увеличении скорости полета начало зоны заторможенного потока, сечение Н-Н, [5, с.26, рис.1], приближается к двигателю, при уменьшении скорости полета сечение Н-Н удаляется от двигателя. Увеличение плотности входящего в двигатель газового потока всегда приближает сечение Н-Н к двигателю, в любом случае изменяя крутизну характеристики изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических–инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений в зоне Н-В контрольного контура. Отличительной особенностью зоны заторможенного потока, генерируемой в полете перед любым ВРД, является наличие градиента статических давлений, направленного за потоком. Отрицательной особенностью зоны заторможенного потока, генерируемой в полете перед любым ВРД, является то, что определенная часть этой зоны, зона Н-f, является динамическим дросселем, который дросселирует (тормозит) основной поток, поступающий в ВРД, в результате чего статика в сечении В-В уменьшается ниже расчетного значения, а осевая скорость C_a , наоборот, увеличивается выше расчетного значения, [5, с.26, рис.1], что приводит к развитому срыву газового потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса (РК) компрессора низкого давления (КНД), к снижению безопасности полетов.

Генерирование зоны заторможенного потока в полете перед воздухозаборником ВРД известно, [4, с.82]. Однако дальнейшее исследование и развитие эта тематика не получила, поскольку шла вразрез с контрольным контуром академика Б.С.Стечкина.

2. Следующей ошибкой контрольного контура, выбранного академиком Б.С.Стечкиным, является отсутствие завершеного контура справа, поскольку любой контрольный контур должен заканчиваться сечением H_1-H_1 , [2, с.18, рис.1]. Это необходимо для того, чтобы провести полный кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений газового потока, первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁. Кинематический анализ, с которым академик Б.С.Стечкин был абсолютно незнаком, позволяет сразу установить, что общая сумма вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-Н₁ всегда равна нулю. Это, в свою очередь, означает, что скорость газового потока никогда не создает тягу ВРД, а реальную формулу тяги ВРД необходимо выводить, исходя только из первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁, поскольку всегда первична статика, а вторична динамика.

3. Полностью отсутствует характеристика внешних сил, действующих на газовый поток, проходящий по газодинамическому тракту в пределах контрольного контура Н-Н₁, [2, с.17], к которым необходимо добавить гравитационные силы, которые в горизонтальном полете не учитываются.

4. Не проведен предварительный кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных динамических-инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений, действующих на газовый поток в пределах контрольного контура Н-Н₁, включая все зоны ВРД, [2, с.18, рис.1]. Это необходимо для того, чтобы сумму вторичных динамических-инерционных сил, действующих на газовый поток в пределах

контрольного контура Н-Н₁, всегда приравнивать к нулю, вне зависимости от направлений вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД.

5. Существуют две формулы тяги, полетного (тягового) КПД, дающих одинаковый результат:

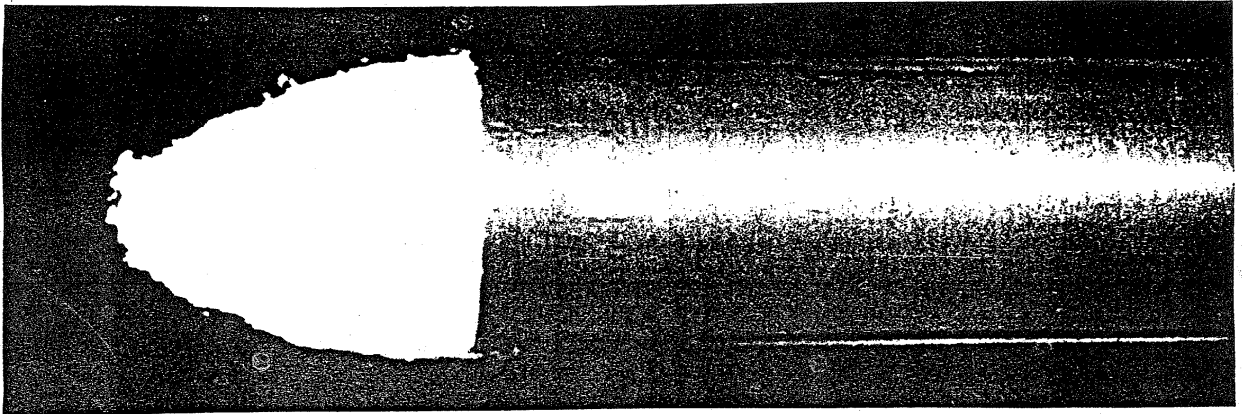


Рис.1 – Генерирование зоны заторможенного потока при движении металлического вала с плоским торцом во влажном снегу со скоростью 7 м/с

а) формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внутренним параметрам газового потока при $v_{п} \geq 0$, выводятся с помощью кинематического анализа, или уравнения Эйлера, как проверочный вариант, [2, с.15–20, с.18, 19, формулы (6), (7), (10), (11)];

б) формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внешним параметрам газового потока при $v_{п} \geq 0$, [2, с.19, формулы (8), (9)], выводятся с помощью уравнения Эйлера, но с обязательным учетом знаний, полученных при выводе формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внутренним параметрам газового потока при $v_{п} \geq 0$.

Ошибки, допущенные академиком Б.С.Стечкиным при выводе формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД, заключаются в том, что он не видел первого варианта а), а сразу взялся решать второй вариант б), для решения которого у него не хватило знаний.

Критика методики применения уравнения Эйлера академиком Б. С. Стечкиным при выводе формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД

Для правильного применения уравнения Эйлера необходимо дать четкую характеристику внешних сил, действующих на рассматриваемый участок трубки тока, и времени импульса действия внешних сил на рассматриваемый участок трубки тока, под которым следует понимать не время $t=1$ с, а время Δt – время прохождения газовым потоком рассматриваемого участка трубки тока, чего, к сожалению, академик Б.С.Стечкин не сделал.

В своем контрольном контуре академик Б.С.Стечкин рассматривает трубку тока от сечения Н-Н до сечения С-С, отсоединив при этом выходящую (реактивную) струю С-Н₁. В науке существует незыблемое правило: отсоединил реактивную струю С-Н₁, будь добр, вместо нее к сечению С-С приложи ее реакцию. К сожалению, академик Б.С.Стечкин этого не сделал, поскольку в уравнении (1.39), [4, с.45], в правой части отсутствует реакция отсоединенной струи С-Н₁ от динамической-инерционной силы.

В науке существует и другое незыблемое правило: в одном уравнении запрещается применять составляющие этого уравнения с различными размерностями. В уравнении (1.39), [4, с.45], левая часть имеет размерность $\text{кГ} \cdot \text{с}$ (импульса силы), а правая часть имеет размерность кГ (силы). В науке такая смесь размерностей не допускается, поэтому и по форме и по содержанию уравнение (1.39), особенно после введения интеграла по замкнутому контуру, является чистой фальсификацией уравнения Эйлера.

Заметим, что в уравнении (1.39) сила $\rho_c F_c$ абсолютно справедливо отнесена к разряду сил сопротивления, направленных против потока, а в уравнении (1.41), [4, с.46], та же самая сила $\rho_c F_c$ отнесена уже к разряду движущих сил, направленных за потоком, что мгновенно констатирует ошибочность вывода формулы тяги (1.41) для ВРД. Поэтому существующая методика применения уравнения Эйлера, предложенная академиком Б.С.Стечкиным, ошибочна и свидетельствует о неправильном понимании уравнения Эйлера не только специалистами в области авиадвигателестроения, но и преподавателями авиационных ВУЗов.

Проанализируем формулы тяги, [4, с.46 уравнение (1.41)], полетного (тягового) КПД, [4, с.50 уравнение (1.51)], на предмет их соответствия экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей.

1. Согласно формуле тяги ВРД по уравнению (1.41), [4, с.46], при $\rho_c > \rho_n$, т.е. при недорасширенных газовых потоках, тяга двигателя увеличивается. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при $\rho_c > \rho_n$ тяга любого ВРД уменьшается, [4, с.161, рис.6.3], при $P_{c.p.} > P_{c.pac.}$.

2. Согласно формуле тяги ВРД по уравнению (1.41), [4, с.46], увеличение F_c при $\rho_c > \rho_n$ ведет к существенному увеличению тяги ВРД. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при $\rho_c > \rho_n$, увеличение F_c всегда приводит к уменьшению тяги любого ВРД, см. там же.

3. При $\rho_c = \rho_n$ формула тяги ВРД по уравнению (1.41), [4, с.46], преобразуется в выражение $R = G_r(C_c - v_n)$, согласно которому, увеличение $v_n(M_n)$, где M_n – условное обозначение скорости звука, всегда приводит к уменьшению тяги любого ВРД, а при $C_c = v_n$ тяга любого ВРД равняется нулю. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при увеличении $v_n(M_n)$ тяга любого ВРД увеличивается и при $v_n(M_n) = C_c$ в несколько раз превышает тягу ВРД при $v_n = 0$, [4, с.261, рис.8.48].

4. При $\rho_c = \rho_n$, $v_n = 0$ формула тяги ВРД по уравнению (1.41), [4, с.46], преобразуется в выражение $R = G_r C_c$, согласно которому, расчет тяги любого ВРД не соответствует реальной тяге ВРД, всегда на 3-7% меньше.

При этом следует отметить, что академик Б.С.Стечкин в 1929г., не владея правильным контрольным контуром, не владея правильной характеристикой внешних сил, действующих на рассматриваемый участок трубки тока, не владея кинематическим анализом, не смог прийти к выводу о том, что скорость газового потока, C_c , тягу ВРД никогда не создает, не смог прийти к выводу о том, что тягу ВРД необходимо выводить только из характера изменений первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного

контура Н-Н₁, [2, с.18, рис.1].

5. Анализ формулы тяги ВРД по уравнению (1.41), [4, с.46], показывает, что к слагаемой части $G_r(C_c - V_n)$, которая является импульсом силы тяги с размерностью кГ·с, прибавляется второе слагаемое $(P_c - P_n)F_c$ с размерностью кГ. Такая смесь размерностей в одном выражении в науке не допускается.

6. Согласно формуле полетного (тягового) КПД, [4, с.50], уравнение (1.51), при $V_n = C_c$ полетный (тяговый) КПД любого ВРД достигает 100%, а при $V_n > C_c$ полетный (тяговый) КПД превышает 100%, что является полным нарушением Закона сохранения энергии, поскольку ни в природе, ни в технике не существует такого КПД.

Все это говорит о том, что выведенные академиком Б.С.Стечкиным в 1929г. формулы тяги, полетного (тягового) КПД являются ошибочными, поскольку нарушают все законы

механики истечения жидкостей и газов, и не могут быть фундаментальными для современной теории воздушно-реактивных двигателей. Таким образом, кризис современной теории воздушно-реактивных двигателей основывается на применении ошибочных формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД, выведенных академиком Б.С.Стечкиным в 1929г., и на применении такой же ошибочной теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912г., что повлекло за собой ошибочное описание ряда узловых физических явлений, имеющих место при работе ВРД, на основании чего:

1. Ошибочно разработан термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S, который является фундаментом теории. Это означает, что в современной теории ВРД ошибочно описаны принципы работы ТРД, ТРДД, ТРДФ и др. ВРД, это означает, что все физические процессы, имеющие место при работе ВРД, описаны неточно или ошибочно, поскольку термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S,

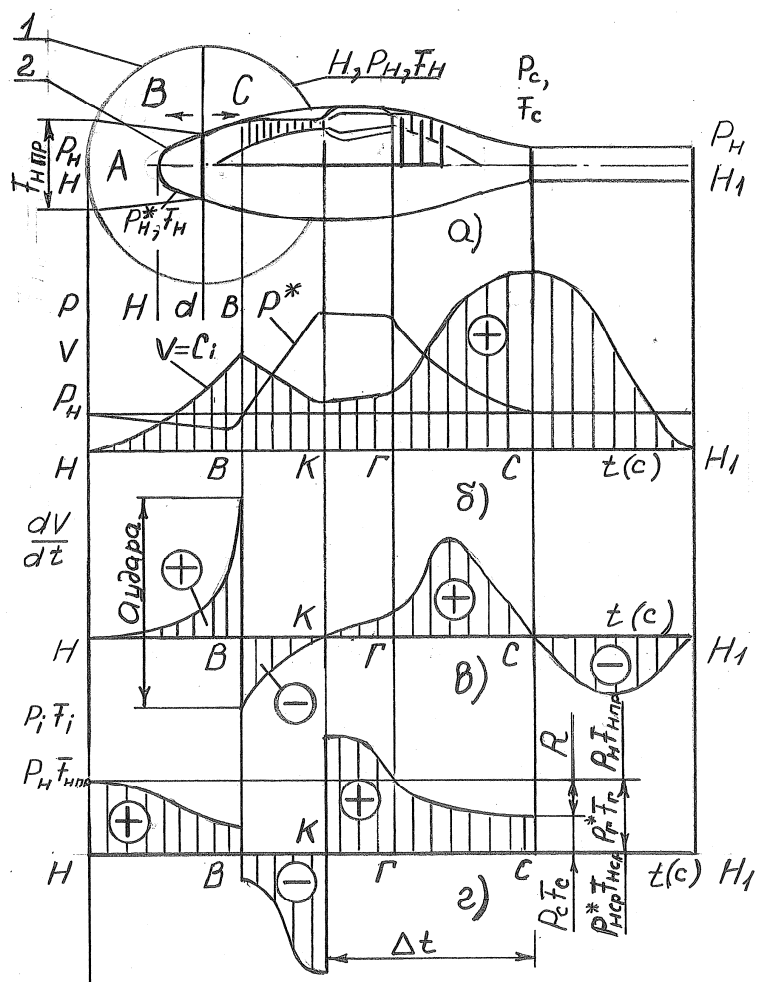


Рис.2 – Кинематический анализ характера изменения статистических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических –инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в зоне контрольного контура Н-Н₁ для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД воздушно – реактивного двигателя при $V_n = 0$

разработанный современной теорией ВРД [4, с.16, рис.1.1, рис.1.2, с.17, рис.1.3 и др.], содержит в себе следующие ошибки:

1.1. Газовый поток в зоне Н-В по сечениям воздухозаборника d-d (вход) и В-В (выход) разорван, поскольку невозможно поставить знак равенства между расходами газового потока по сечениям d-d (вход) и В-В (выход) воздухозаборника, т.к. $G_B \gg G_d$, что свидетельствует о нарушении всех, без исключения, законов механики истечения жидкостей и газов, включая закон неразрывности струи.

1.2. Нарушен принцип инжектирования газового потока при $v_{п} \geq 0$, согласно которому T_B^* до $v_{п} = 0,6 \text{ Мп}$ всегда уменьшается, по существующему термодинамическому циклу ТРД в координатах P-V, T-S. T_B^* при $v_{п} > 0$ всегда увеличивается, что свидетельствует о нарушении всех законов термодинамики. T_B^* – это температура газового потока на выходе из воздухозаборника, сечение В-В.

1.3. При наличии ошибочного градиента статических давлений в зоне Н-В, направленного против потока, разрыв струи газового потока согласно п.1 приводит к нарушению закона сохранения энергии, который гласит, что полная энергия газового потока на входе в воздухозаборник, сечение d-d, всегда равна полной энергии газового потока на выходе из воздухозаборника, сечение В-В. Поскольку $G_B \gg G_d$, то невозможно поставить знак равенства между полной энергией газового потока в сечении d-d и В-В, так как и кинетическая и потенциальная энергия газового потока в сечении В-В существенно больше кинетической и потенциальной энергии газового потока в сечении d-d, что нарушает баланс энергии, все законы термодинамики, уравнение Бернулли. Необходимо отметить, что для ВРД генерирование градиента статических давлений, направленного против потока, возможно только при движении газового потока в заневоленном состоянии, например, в компрессоре, а при свободном набегании газового потока (воздуха) на двигатель при $v_{п} > 0$ перед двигателем всегда генерируется параболоидная зона заторможенного потока с градиентом статических давлений, направленным по потоку с соблюдением принципа инжекции при $v_{п} \geq 0$, [5, с.26, рис.1б], [4, с.82].

2. Ошибочно описываются теоретические и физические основы такого фундаментального понятия, как процесс генерирования тяги ВРД.

На протяжении последних 83 лет этот учебный материал по дисциплине ТОВРД в авиационных ВУЗах преподносится студентам в нулевом, с точки зрения науки, знаний, варианте.

3. Ошибочно описываются теоретические и физические основы такого фундаментального понятия, как полетный (тяговый) КПД ВРД.

4. Ошибочно описываются теоретические и физические основы такого фундаментального понятия, как процесс генерирования подъемной силы продуваемым профилем.

5. Ошибочно дается трактовка понятия F_n и все, что связано с этим понятием.

6. Полностью отсутствует снятие характеристик компрессоров ВРД при дросселировании газового потока перед компрессором.

Это связано с тем, что при взлете, полете, посадке перед любым ВРД всегда генерируется зона заторможенного потока Н-f, которая дросселирует (тормозит) поступление газового потока в двигатель, что неизбежно приводит к снижению статичности в сечении В-В с одновременным увеличением C_a выше расчетного значения, что приводит к развитому срыву газового потока по корытцам лопаток первого

рабочего колеса компрессора низкого давления, к снижению безопасности полетов, [5].

7. Полностью отсутствует кинематический анализ, что делает современную теорию ВРД неспособной наметить правильные пути технического прогресса в области авиадвигателестроения при $T_r^* = \text{const}$.

8. Ошибочно описывается процесс торможения газового потока в реальном входном устройстве.

9. Ошибочно описывается процесс работы ТРД, ТРДД, ТРДФ и др. ВРД.

10. Ошибочно описываются физические основы процесса генерирования отрывных течений по корытцам и спинкам лопаток рабочих колес компрессоров, приводящих к неустойчивой работе, заглоханию ВРД, к флаттеру самолета при взлете, полете, посадке.

11. И другие ошибочные описания, согласно которым современная теория ВРД подлежит полной переработке на основе уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках, и только после этого такая переработанная теория ВРД может быть заложена в курс ТОВРД и преподаваться студентам в авиационных ВУЗах.

Применение уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $v_n \geq 0$

Представленная методика применения уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $v_n \geq 0$ является классической и описывается впервые.

Под внешними параметрами газового потока подразумеваются результирующие внешние силы, действующие на сечения d-d, С-С рассматриваемой трубки тока d-С, которая совпадает с воздушно-реактивным двигателем и является частью контрольного контура Н-Н₁.

Выбор контрольного контура

Контрольный контур для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $v_n \geq 0$ с применением уравнения Эйлера представлен на рис.2. В качестве контрольного контура выбираем зону Н-Н₁, где Н – зона невозмущенного газового потока, начало ускоренного движения частиц газового потока; Н₁ – зона невозмущенного газового потока, конец ускоренного движения частиц газового потока.

При $v_n = 0$ под F_n необходимо понимать всю площадь сфероида, рис.2, поз.1, расход воздуха через которую равен расходу воздуха, прошедшего через двигатель, а зона невозмущенного потока Н со статическим давлением p_n совпадает с границей этого сфероида. Приведенный кинематический анализ выполнен для частиц газового потока (воздуха), расположенных в зоне оси двигателя. Сфероид условно разбит на три зоны А, В, С.

В зоне С инжектируемый двигателем газовый поток при повороте вокруг радиусной части входного сечения d-d воздухозаборника генерирует центробежные силы, которые, в свою очередь, генерируют отрицательную тягу, [4, с.82, рис.3.2]. Эта отрицательная тяга полностью компенсируется положительной тягой зоны В, рис.2, поз.1.

Таким образом, контрольный контур для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внешним параметрам газового потока с применением

уравнения Эйлера при $v_n = 0$ в зоне Н-Н₁ ограничен слева зоной А с площадью $F_{нпр}$ в сечении Н-Н. При $v_n > 0$, рис.2, поз.2, перед воздухозаборником любого ВРД всегда генерируется зона заторможенного потока 2, [4, с.82], статическое давление в которой существенно превышает P_n . Форма этой зоны заторможенного потока – параболоид.

Вся поверхность этого параболоида характеризуется повышенным одинаковым давлением P_n^* заторможенного потока, через каждую точку поверхности этого параболоида осуществляется подпитка газового потока, проходящего через двигатель. Поэтому под Н, F_n для контрольного контура при $v_n > 0$ необходимо понимать всю поверхность параболоида – зоны заторможенного потока, а под приведенной площадью, $F_{нпр}$, необходимо понимать площадь входного сечения воздухозаборника, $F_{вх}$, на которую сосредоточено давление P_n^* параболоида. Статическое давление внутри параболоида переменное, градиент статических давлений всегда направлен по потоку, [5, с.26, рис.1б].

Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н₁

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-Н₁, при $v_n \geq 0$ относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений, $P_i F_i$, где P_i – статическое давление в i -м сечении газодинамического тракта в зоне Н-Н₁; F_i – площадь i -го сечения газодинамического тракта в зоне Н-Н₁.

2. Вторичные динамические (инерционные) силы, $m_r a_i$, где m_r – секундный массовый расход газового потока через двигатель; a_i – ускорение газового потока в i -м сечении газодинамического тракта в зоне Н-Н₁.

3. Сила сопротивления, $P_c F_c$.

4. Сила тяги, R ВРД.

5. Гравитационные силы, в горизонтальном полете не учитываются.

Силы трения газового потока о внутренние поверхности ВРД не учитываем.

Необходимо отметить, что первичной внешней силой является движущая сила от изменения статического давления, $P_i F_i$, вторичной внешней силой, которая генерируется только после изменения $P_i F_i$, является динамическая (инерционная) сила, т.е. первична статика, вторична динамика, поэтому вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД должен базироваться только на изменении первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁.

Применение уравнения Эйлера для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внешним параметрам газового потока при $v_n \geq 0$

Для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внешним параметрам газового потока при $v_n \geq 0$ с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность $k\Gamma$ или H , после чего уравнение Эйлера имеет вид второго Закона И.Ньютона:

$$m_r \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_r a = \sum P_i, \quad (1)$$

где m_r – секундный массовый расход газового потока через трубку тока в зоне d-C, рис.2; ΔV – разница абсолютных осевых скоростей газового потока на выходе V_2 , сечение С-С, и на входе V_1 , сечение d-d, в трубку тока в зоне d-C, зона ВРД; Δt –

время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне d-C, или время перемещения газового потока от сечения 1 (d-d) до сечения 2(C-C); $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения газового потока в зоне d-C; $m_r a$ – изменение силы инерции газового потока в зоне d-C, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в этой зоне; $\sum P_1$ – сумма всех остальных внешних сил, действующих на рассматриваемый участок трубки тока d-C, включая силу тяги R ВРД, силу сопротивления $P_c F_c$, первичные движущие силы от изменения статических давлений в зоне d-C, реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил и вторичных динамических-инерционных сил, действующих на сечение d-d слева, от зоны Н-d, и на сечение С-С справа, от зоны С-Н₁.

В этом случае уравнение Эйлера (1) читается только так:

Изменение силы инерции газового потока $m_r a$, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне d-C, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги R ВРД, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений и вторичных динамических-инерционных сил газового потока, действующих на сечение d-d слева, от зоны Н-d, и на сечение С-С справа, от зоны С-Н₁.

Рассмотрим применение уравнения Эйлера для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД при $v_{п} = 0$, поскольку применение уравнения Эйлера для тех же целей при $v_{п} > 0$ абсолютно идентично.

Запишем уравнение Эйлера (1) в векторной форме:

$$\overline{m_r a} = \overline{P_{ун1}} + \overline{P_{ун2}} + \overline{P_n F_{Hnp}} + \overline{P_d F_{ex}} + \overline{P_d F_{ex}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R}, \quad (2)$$

где $P_{ун1}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-d от вторичных динамических-инерционных сил, которые действуют на сечение d-d слева; $P_{ун2}$ – реакция отсоединенного потока зоны С-Н₁ от вторичных динамических-инерционных сил, которые действуют на сечение С-С справа, рис.2; $P_n F_{Hnp} - P_d F_{ex}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-d от первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока, которая действует на сечение d-d слева; реакция отсоединенного потока зоны С-Н₁ от первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока, которая действует на сечение С-С справа всегда равна нулю, поскольку в реактивной струе, согласно закона Бойля-Мариотта, $P_1 F_1 = \text{const}$; $P_d F_{ex} - P_c F_c$ – внешняя первичная движущая сила от изменения статических давлений, действующая на рассматриваемый участок трубки тока d-C, где P_d – статическое давление газового потока на входе в воздухозаборник, сечение d-d, F_{ex} – площадь входного сечения d-d воздухозаборника, P_c – статическое давление в выходном сечении С-С выходного (реактивного) сопла, F_c – площадь нерегулируемого выходного сечения С-С выходного (реактивного) сопла; R – тяга ВРД по внешним параметрам газового потока.

Исходя из вышеизложенного, уравнение Эйлера (2) можно записать как:

$$\overline{P_{ун1}} + \overline{m_r a} + \overline{P_{ун2}} = \overline{P_n F_{Hnp}} + \overline{P_d F_{ex}} + \overline{P_d F_{ex}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R} \quad (3)$$

Левая часть этого уравнения является суммой вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-Н₁, рис.2в, которая всегда равняется нулю, тогда в модульной форме:

$$0 = P_n F_{Hnp} - P_d F_{ex} + P_d F_{ex} - P_c F_c - R, \quad (4)$$

откуда

$$R = P_n F_{Hnp} - P_c F_c, \text{ при } v_n = 0, \quad (5)$$

$$R' = P_n^* F_{Bx} - P'_c F_c, \text{ при } v_n > 0 \quad (6)$$

Поскольку положительная работа первичных сил от изменения статических давлений газового потока на участке Н-В полностью компенсируется отрицательной работой первичных сил от изменения статических давлений газового потока на участке В-К, рис.2г, то общая, подведенная на участке Н-С, работа ВРД равна

$$A_n = (P_n F_{Bx}) \cdot KC \text{ (кГм)} \quad (7)$$

Подведенная на участке Н-С работа ВРД затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$A_{cc} = (P_c F_c) \cdot KC \text{ (кГм)} \quad (8)$$

и на преодоление работы силы тяги ВРД по внешним параметрам газового потока

$$A_R = R \cdot KC \text{ (кГм)} \quad (9)$$

Таким образом, A_n равна:

$$A_n = A_{cc} + A_R, \quad (10)$$

откуда

$$R = P_n F_{Hnp} - P_c F_c \text{ при } v_n = 0 \quad (5)$$

$$R' = P_n^* F_{Bx} - P'_c F_c \text{ при } v_n > 0 \quad (6)$$

Полетный (тяговый) КПД ВРД определяем из формулы:

$$\eta = \frac{A_R}{A_n}, \quad (11)$$

$$\eta_T = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P_n F_{Hnp}} \right) \times 100\%, \text{ при } v_n = 0, \quad (12)$$

$$\eta_n = \left(1 - \frac{P'_c F_c}{P_n^* F_{Bx}} \right) \times 100\%, \text{ при } v_n > 0, \quad (13)$$

Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

В данной работе описана классическая теория применения уравнения Эйлера для вывода формул тяги ВРД по внешним параметрам газового потока, (5), (6), и полетного (тягового) КПД, (12), (13). Следует отметить, что правильное применение уравнения Эйлера в этом случае невозможно без наличия кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных динамических-инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в зоне контрольного контура Н-Н₁, поскольку только кинематический анализ, рис.2, дает правильный вывод о том, что левая часть уравнения (3) всегда равна нулю, только кинематический анализ позволяет сделать вывод о том, что скорость газового потока никогда не создает тягу ВРД, поскольку сумма вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-Н₁, рис.2в, всегда равна нулю, только кинематический анализ позволяет сделать вывод о том, что тяга, полетный (тяговый) КПД ВРД генерируется только первичными движущими силами от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁. Поэтому в 1929г. академик Б.С.Стечкин без правильного контрольного контура, без правильной характеристики внешних сил, действующих на рассматриваемый участок трубки тока, без кинематического анализа заведомо был обречен на ошибочное применение уравнения Эйлера, повлекшего за

собой ошибочный вывод формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД со всеми отрицательными последствиями.

Таким образом, выведенные в данной работе формулы тяги ВРД по внешним параметрам газового потока (5), (6), полетного (тягового) КПД (12), (13), дают абсолютно одинаковые численные значения тяги и полетного (тягового) КПД ВРД с выведенными ранее формулами тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внутренним параметрам газового потока, [2, с.18, формулы (6), (7), с.19, формулы (10), (11)].

Все выведенные формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД, как по внутренним, так и по внешним параметрам газового потока, полностью соответствуют экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей и являются фундаментальными для единой теории движителей на непрерывных потоках, эти формулы дают принципиально новое направление технической мысли о процессе генерирования тяги всеми движителями на непрерывных потоках, дают возможность очень просто разбираться и объяснять любые физические явления, которые имеют место при работе любого ВРД, дают возможность существенно упростить методику расчета двигателя путем введения точных исходных данных по P_d , $F_{вх}$ (сечение d-d), P_k^* , F_k (сечение К-К), $P_{н.ср}^*$, $F_{н.ср}$ (сечение Г-Г), P_c , F_c , (сечение С-С), которые рассчитываются по заданной тяге, дают возможность правильно описать теоретические и физические основы такого сложнейшего физического явления, как заглохание или вход в неустойчивый режим работы ВРД при взлете, полете, посадке, и на этом основании разработать и внедрить абсолютно правильное направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанного с повышением безопасности полетов путем полного устранения кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, рис.2в, и перехода на синусоидальный характер изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н-В, что существенно повышает газодинамическую устойчивость работы ВРД при взлете, полете и посадке и будет являться тематикой очередной статьи. Считаю также, что уже разработанная, проверенная и внедренная единая теория движителей на непрерывных потоках в ближайшее время заменит существующую а авиационных ВУЗах.

Список литературы: 1. *Карачевский Г.* Аэродинамика – кризис классической теории [Текст] / *Г. Карачевский* / Техника молодежи, №10, 2005г., с.5–7. 2. *Мамедов Б. Ш.* Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / *Б. Ш.Мамедов* / Восточно-Европейский журнал передовых технологий, –Харьков: изд. Технологический центр. Прикладная механика, 4/7(52), 2011, с.15–20. 3. *Мамедов Б. Ш.* Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / *Б. Ш.Мамедов* / Вісник національного технічного університету "ХПІ". Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, – Харків: НТУ "ХПІ", 2011р., –№33, с.146-153. 4. *Шляхтенко С. М.* Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] / *С. М. Шляхтенко*, М.: Машиностроение, 1987,–568с. 5. *Мамедов Б. Ш.* Глава 3. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Причины заглохания воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете, посадке [Текст] / *Б. Ш.Мамедов* / Восточно-Европейский журнал передовых технологий, – Харьков: изд. Технологический центр. Прикладная механика, 5/7(53), 2011, с.24–28.

Надійшла до редколегії 20.01.2013

УДК 629.7.036.001

Применение уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $V_{II} \geq 0$ /

Б. Ш. Мамедов // Вісник НТУ «ХП». Серія: Нові рішення в сучасних технологіях. – Х: НТУ «ХП», – 2013. - № 4 (978). – С. 3-15. – Бібліогр.: 5 назв.

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітря-реактивних двигунів, пов'язані з помилковими фундаментальними формулами тяги, польотного (тягового) ККД, розрахованими академіком Б.С.Стечкиним у 1929 році.

Ключові слова: тяга повітря-реактивних двигунів, польотний (тяговий) ККД, реакція.

Are considered the drawbacks of modern theory of air-jet engines, which are connected with a mistaken fundamental formulas of thrust and flying (thrust) efficiency, calculated by Academician B.S.Stechkin in 1929 year/

Keywords: the thrust of air-jet engines, flying (thrust) efficiency, reaction

УДК 669.14.018.44

С. Н. ПОПОВ, д-р фил. наук, проф., ЗНТУ, Запорозьке

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ХИМИЧЕСКОГО СОСТАВА ЖАРОПРОЧНЫХ СТАЛЕЙ И ТЕМПЕРАТУРНОГО ГРАДИЕНТА НА ПРОЧНОСТЬ СВАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ

В работе приведен графоаналитический анализ математических моделей совместного влияния легирующих элементов углерода, хрома, никеля и температуры для прогнозирования прочности сварных соединений жаропрочных сталей системы Fe-Cr-Ni-Si.

Ключевые слова: физико-механические свойства, сварочный узел, оптимизация, деформация, тугоплавкие элементы, поверхность отклика.

Введение

Жаропрочные сплавы, главным образом, это материалы, имеющие высокое сопротивление ползучести и разрушению при высоких температурах. Жаропрочные стали применяются как конструкционный материал для изготовления деталей двигателей внутреннего сгорания, паровых и газовых турбин, реактивных двигателей, атомно-энергетических установок, конструкций камер сгорания, элементов арматуры термических печей и др. В частности, широкое применение на Запорожском ОАО «Мотор Сич» нашли применение детали печной арматуры (поддоны, катки, рельсы, направляющие), надежность и долговечность работы, которой существенно влияет на стоимость эксплуатации термических печей. Вследствие воздействия высоких температур и большой нагрузки это оборудование имеет малый срок службы из-за появления дефектов, связанных с растрескиванием и отслоением на рабочей поверхности деталей катков термических печей (рис. 1). Рациональным в данном случае является проведение ремонтных работ методами сварки и наплавки.

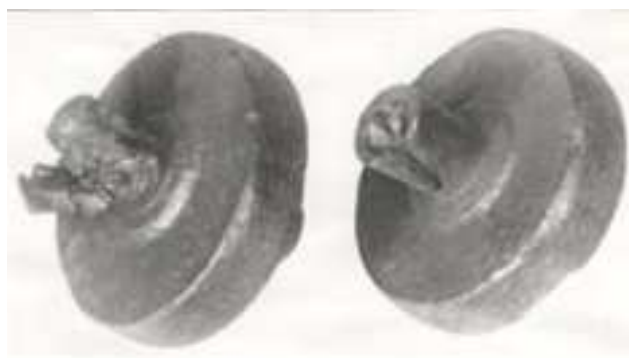


Рис. 1 - Дефекты, выводящие из строя катки термических печей

Анализ литературных данных и постановка проблемы

Жаропрочные стали и сплавы, применяемые для изготовления деталей катков термических печей, работающих при высоких температурах в условиях сложнапряженного состояния в течение длительного времени, должны выдерживать напряжение, вызывающее заданную деформацию, не приводящую к

© С. Н. ПОПОВ, 2013