

УДК 629.7.036.001

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

**КРАТКИЙ АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ТЕОРИИ И ПРОЕКТИРОВАНИЯ
ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА СОВРЕМЕННОМ
ЭТАПЕ**

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей, связанные с ошибочной фундаментальной теоремой о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912 г., с ошибочными фундаментальными формулами тяги, полетного (тягового) КПД, выведенными академиком Б.С.Стечкиным в 1929 г.

Ключевые слова: продуваемый профиль, подъемная сила, тяга, полетный (тяговый) КПД.

Введение. Постановка проблемы

Современная теория воздушно-реактивных двигателей делится на две части: теоретическую и экспериментальную, которые существуют абсолютно автономно. Это объясняется тем, что теоретическая часть базируется на ошибочных фундаментальных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б.С.Стечкиным в 1929 г., и на такой же ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912 г., [1, с.15-20], [2, с.146-153].

С помощью теоретической части современной теории воздушно-реактивных двигателей невозможно правильно объяснить ни одного физического явления, имеющего место при работе воздушно-реактивного двигателя (ВРД), невозможно разработать правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения.

Например, основное направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанное с увеличением $C_a(U)$, которое предлагает современная теория воздушно-реактивных двигателей, является полностью необоснованным, поскольку оно предлагается без путей устранения кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, [1, с.18, рис.1в.].

Например, такое фундаментальное стратегическое понятие, как термодинамический цикл ТРД, ТРДД, ТРДФ в координатах P-V, T-S, является глубоко ошибочным, т.к. струя газового потока по сечению d-d (вход в воздухозаборник) и сечению В-В (выход из воздухозаборника) разорвана, поскольку невозможно поставить знак равенства между расходом газового потока по сечению d-d и В-В, так как $G_e \gg G_d$, что нарушает все, без исключения, законы механики истечения жидкостей и газов, энергетический баланс, уравнение Бернулли, законы термодинамики. Этот ошибочный термодинамический цикл, наряду с другими ошибочными положениями современной теории ВРД, вот уже 83 года преподносится студентам авиационных ВУЗов, на факультетах повышения квалификации, на конференциях, международных симпозиумах, в нулевом, с точки зрения науки, знаний, варианте.

Например, такие узловые физические явления, имеющие место при работе ВРД, как процесс генерирования тяги, полетный (тяговый) КПД, подъемная сила

© Б. Ш. МАМЕДОВ , 2013

продуваемого профиля, трактовка процесса генерирования отрывных течений, [3, с.114], которая поставила конструкторов в тупиковое положение, поскольку устранить генерирование неустойчивой работы ВРД, помпажа, согласно существующей трактовке, невозможно, и многие другие физические явления описаны в современной теории воздушно-реактивных двигателей ошибочно.

Все это привело к тому, что выпускники авиационных ВУЗов, будущие конструктора авиадвигателей, покидают его стены, не имея ни малейшего понятия ни о правильном теоретическом и физическом представлении о таком фундаментальном понятии, как процесс генерирования тяги ВРД, ни о правильном термодинамическом цикле ТРД, ТРДД, ТРДФ в координатах P-V, T-S, ни о правильном полетном (тяговом) КПД ВРД, ни о правильной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, ни о кинематическом анализе, ни о зонах заторможенного потока, ни о многом другом.

Экспериментальная часть современной теории воздушно-реактивных двигателей – это основа современного проектирования ВРД. Однако следует отметить, что при отсутствии правильной теоретической части требуются десятилетия, чтобы экспериментальная часть вышла бы на уровень правильного понимания того или иного физического явления, имеющего место при работе ВРД.

Все это говорит о том, что современная теория воздушно-реактивных двигателей, в основу которой заложены ошибочные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, выведенные академиком Б.С.Стечкиным в 1929 г., и такая же ошибочная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е. Жуковским в 1912 г., задержала технический прогресс в области авиадвигателестроения более, чем на 80 лет. Поэтому перед уже созданной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема создания правильной теории воздушно-реактивных двигателей, в которой проведена тесная связь между теорией и экспериментом, которая повысит безопасность полетов путем повышения газодинамической устойчивости работы ВРД на любых режимах полета, которая разработает правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, позволяющие достичь неограниченных скоростей полета, и которая полностью заменит существующую в авиационных ВУЗах.

Критика теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912 г., постановка цели.

Известно, что если продуваемый газовый поток отклоняется от продуваемой поверхности на угол атаки i , превышающий $5-7^\circ$, то имеет место отрыв потока от продуваемой поверхности, [3, с.114- 116].

На заре самолетостроения, 1903 г., крылья самолетов, с целью увеличения подъемной силы, устанавливались под некоторым углом α к горизонту, что зачастую приводило к генерированию отрыва набегающего потока воздуха от спинки продуваемого профиля крыла самолета. Один из таких вариантов представлен на рис.1, где продуваемый газовый поток (воздух), поз.4, оторвался от спинки продуваемого профиля по линии СС вдоль крыла самолета, поскольку угол атаки i превысил $5-7^\circ$.

В аэродинамической трубе, построенной в России в 1902 г., профессор Н.Е.Жуковский устанавливал продуваемые профили крыльев самолетов точно также – под некоторым углом α к горизонту, что приводило к генерированию отрывной зоны Н-С-Н, рис. 1а, по спинке продуваемого профиля. Понятия «зона отрыва продуваемого газового потока от поверхности продуваемого профиля, углы атаки» в

1903 г. были неизвестны.

Рассмотрим такой вариант продувки изолированного профиля, согласно рис.1, на котором представлено:

рис. 1а – продуваемый изолированный профиль крыла самолета, установленный под некоторым углом α к горизонту (угол α на чертеже не показан), с наличием зоны отрыва Н-С-Н от спинки продуваемого профиля;

рис. 1б – характер изменения статических давлений газового потока в зоне отрыва Н-С-Н в режиме вакуумирования, когда зона отрыва Н-С-Н работает как движитель, генерирующий отрицательную тягу, поз.1, и в режиме генерирования ударной волны, поз.2;

рис. 1г – характер изменения осевых ускорений (вторичных динамических - инерционных сил) в зоне отрыва Н-С-Н в режиме вакуумирования, поз.1, и в режиме генерирования ударной волны, поз.2;

рис. 1д – характер изменения первичных движущих сил от изменении статических давлений газового потока в зоне отрыва Н-С-Н в режиме вакуумирования для вывода формулы тяги и полетного (тягового) КПД.

На рис.1 представлен изолированный профиль единичного размаха, который продувается набегающим газовым потоком. Из-за различных геометрических характеристик изолированного профиля по спинке и по корытцу продуваемый газовый поток по спинке в зоне В-С ускоряется, дополнительное действие центробежных сил при этом способствует уменьшению статического давления продуваемого газового потока в сечении С-С, рис. 1, которое является выходным сечением зоны отрыва газового потока, как движителя на непрерывных потоках, зона Н-С-Н.

Если при этом угол атаки i , который образуется между горизонтальной скоростью, рис.1, поз.4, и спинкой продуваемого профиля превышает $5-7^\circ$, то в сечении С-С имеет место генерирование отрыва продуваемого газового потока от спинки изолированного профиля. Если мы имеем дело с продувкой решетки профилей, то при соответствующей скорости продуваемого газового потока по спинке продуваемых профилей всегда генерируется зона отрыва потока, [4, с.67, рис.3.2].

В современной теории воздушно-реактивных двигателей отрывные зоны характеризуются как сопротивления, в которых дополнительно генерируются стоячие ударные волны, которые могут привести к запиранию потока, [4, с.70, рис.3.6].

С позиции уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках мы рассматриваем зону отрыва продуваемого газового потока от спинки продуваемого профиля как зону, в которой в сечении С-С, рис.1, генерируется глубокий вакуум, при этом зона отрыва потока Н-С-Н может работать в двух режимах:

1. В режиме вакуумирования, при котором зона отрыва продуваемого газового потока Н-С-Н работает как движитель на непрерывных потоках, инжектируя в себя воздух из окружающего пространства по сфероиду, рис.1, поз.5, генерируя при этом отрицательную тягу, которая рассчитывается по формулам:

$$R = P_{н\text{ср}} \cdot F_{н\text{ср}} - P_c \cdot F_c, \quad (1)$$

Полетный (тяговый) КПД при этом рассчитывается по формуле:

$$\eta_n = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P_{н_ч} F_{н_ч}} \right) \cdot 100\% , \quad (2)$$

Вывод формул (1), (2), аналогичен выводу формул тяги полетного (тягового) КПД для турбореактивных двигателей, [1, с. 18-19, рис.1].

При работе отрывной зоны Н-С-Н в режиме вакуумирования в обязательном порядке генерируется вектор скорости инжектируемого газового потока, рис.1 поз.3. Именно этот вектор наблюдал в интерференционном свете в 1912 г. профессор Н.Е.Жуковский при продувке как изолированных профилей, так и решеток. Именно этот вектор инжектируемого газового потока, рис. 1, поз.3, профессор Н.Е.Жуковский, не разобравшись с физической сущностью его генерирования, отождествил с циркуляцией продуваемого газового потока вокруг продуваемого профиля, назвав это явление «присоединенным вихрем». Профессор Н.Е.Жуковский охарактеризовал явление «присоединенного вихря» как открытие, как газодинамическую закономерность, свойственную любому продуваемому профилю, и заложил это ошибочное понятие во многие свои теоретические, глубоко ошибочные, статьи.

Да, это было открытие, но открытие работы отрывной зоны по спинке продуваемого профиля. В этой связи необходимо отметить, что в 1912 г. профессор Н.Е.Жуковский не был знаком ни с углами атаки i ($5-7^\circ$), ни с отрывными зонами по спинке продуваемого профиля, которые впервые были установлены в 1947 г. в лаборатории лопаточных машин ВВИА им. Н.Е.Жуковского при исследовании глубоких нерасчетных режимов работы центробежного компрессора. [4, с.116].

Необходимо отметить, что если углы атаки i не превышают $5-7^\circ$, то отрывная зона Н-С-Н не генерируется и продуваемый газовый поток обтекает спинку продуваемого профиля ламинарно, при этом инжектируемый газовый поток, рис.1, поз.3, полностью отсутствует. Поэтому существующее в современной теории воздушно-реактивных двигателей утверждение о том, что в контрольной поверхности $abcd$, [4, с.55, рис.2.24], векторы скоростей по линиям тока ab и cd равны и противоположно направлены, [4, с.54], является прямым нарушением всех законов механики истечения жидкостей и газов, поскольку скорости продуваемого газового потока по линиям тока ab и cd всегда равны и имеют одинаковое направление, а теорему о подъемной силе продуваемого профиля необходимо выводить другим путем.

2. В режиме генерирования ударных волн. Профессор Н.Е.Жуковский в 1912 г. оперировал низкими скоростями продуваемого газового потока, поэтому

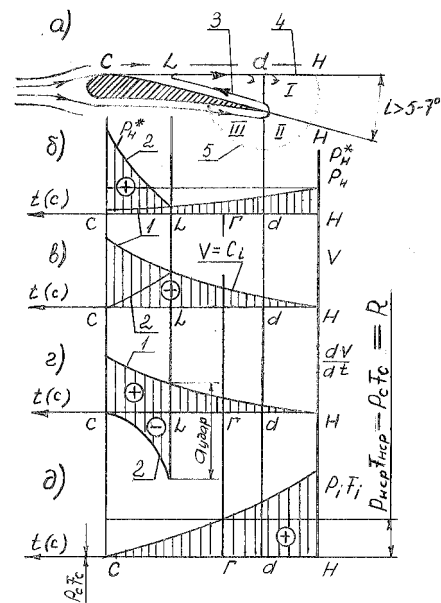


Рис. 1 - Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статических давлений в зоне отрыва продуваемого газового потока Н-С-Н от спинки продуваемого профиля для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД зоны отрыва Н-С-Н, как движителя на непрерывных потоках

инжектируемый вектор газового потока, рис.1, поз.3, существовал постоянно, поскольку разворот инжектируемого газового потока поз.3 до совпадения с потоком поз.4 осуществлялся плавно, без резкого повышения статического давления в зоне L-C.

При увеличении скоростей продуваемого газового потока при повороте инжектируемого газового потока, рис.1, поз.3, его кинетическая энергия движения в зоне L-C мгновенно полностью теряется, переходя в потенциальную энергию давления, рис.1б, поз.2. Резкое увеличение давления газового потока в зоне L-C генерирует мощную ударную волну в колебательном режиме, которая разрушает всю зону отрыва Н-С-Н, затем зона отрыва потока Н-С-Н опять генерируется, работая в режиме вакуумирования, за которым следует режим генерирования ударных волн и т.д., генерируя в окружающее пространство низкоамплитудные высокочастотные ударные волны в колебательном режиме, которые приводят к флаттеру самолета.

Таким образом, в 1912 г. профессор Н.Е.Жуковский, приняв генерирование вектора инжектируемого газового потока, рис.1, поз.3, за газодинамическую закономерность, посчитал, что вокруг любого продуваемого профиля (изолированный профиль, или в решетке профилей) имеет место вращение (циркуляция) продуваемого газового потока вокруг профиля. На этом основании профессор Н.Е.Жуковский вводит ошибочное понятие циркуляции продуваемого газового потока относительно продуваемого профиля

$$\Gamma = t \cdot \Delta w_u, \quad [4, \text{с.54, рис.2.25}], \quad (3)$$

которая легла в основу его ошибочной теоремы о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха

$$P = \rho \omega_\infty \Gamma, \quad (4)$$

выведенной им в его «знаменитых (по своей ошибочности – авт.) статьях по вихревой теории гребного винта», [4, с.55], где t – расстояние между продуваемыми профилями в решетке, [4, с.55, рис.2.24], Δw_u – закрутка продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля, [4, с.55, рис.2.25], ρ – плотность продуваемого газового потока, ω_∞ – скорость продуваемого газового потока в бесконечности (перед и за профилем одинакова), [4, с.53].

Проанализируем теорему о подъемной силе продуваемого профиля, выведенную профессором Н.Е.Жуковским в 1912 г. в его статье «Вихревая теория гребного винта», на предмет ее соответствия экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей .

Согласно теореме о подъемной силе продуваемого профиля, формула (4), максимальное давление продуваемого газового потока на корытце продуваемого профиля находится там, где циркуляция ($t \cdot \Delta w_u$) максимальна, т.е. на выходной кромке продуваемого профиля, а нулевое давление продуваемого газового потока на корытце продуваемого профиля находится там, где циркуляция ($t \cdot \Delta w_u$) равна нулю, т.е. на входной кромке продуваемого профиля, поскольку на входной кромке $\Delta w_u = 0$, т.е. эпюра давлений по корытцу продуваемого профиля, согласно Н.Е.Жуковскому, имеет максимальное значение на выходной кромке продуваемого профиля и нулевое значение на входной кромке продуваемого профиля, формируя, таким образом, градиент давлений, направленный против потока, что противоречит всем законам механики истечения жидкостей и газов и экспериментальная часть современной теории ВРД четко это подтверждает, она гласит, что максимальное давление продуваемого газового потока на корытце продуваемого профиля находится в зоне

входной кромки и это давление постепенно уменьшается по мере перемещения продуваемого газового потока к выходной кромке продуваемого профиля, формируя, таким образом, градиент давлений, направленный по потоку, [4, с.68, рис.3.3], что соответствует всем законам механики истечения жидкостей и газов.

Поэтому физическая основа процесса генерирования подъемной силы продуваемого профиля на основе циркуляции ($t \cdot \Delta w_u$) объяснена профессором Н.Е.Жуковским ошибочно, а теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная в его статье «Вихревая теория гребного винта» в 1912г., нарушает все законы механики истечения жидкостей и газов и не может быть фундаментальной.

Поэтому уже созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) решить ту же самую задачу, которую в 1912 г. профессор Н.Е.Жуковский не смог решить в своей статье «Вихревая теория гребного винта», и на более высоком научном уровне вывести формулу тяги, полетного (тягового) КПД, теорему о подъемной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках, которые будут являться фундаментальными, которые будут полностью соответствовать всем законам механики истечения жидкостей и газов и экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей, [2,с.146-153].

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

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 1929 г. 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», 1929 г., в которой приводится вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей, должна рассматриваться как первый, но ошибочный, 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 формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей.

Контрольный контур для определения тяги ВРД при дозвуковой скорости полета представлен в [3, с.44, рис.1.22]. Контрольный контур для определения тяги ВРД при сверхзвуковой скорости полета представлен в [3, 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 ошибки:

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

Зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде, рис.2. На рис.2 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.2. Начало и форма этой зоны заторможенного потока зависят от скорости полета V_n 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.

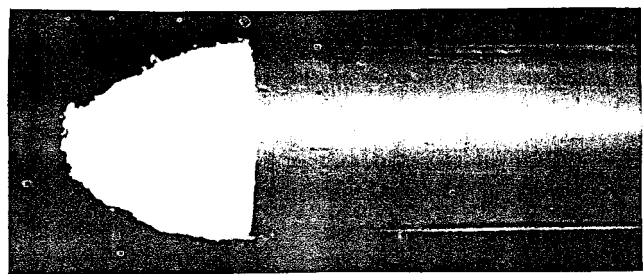


Рис.2 – Генерирование зоны заторможенного потока при движении металлического вала с плоским торцом во влажном снегу со скоростью 7 м/с

Отличительной 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 S_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, [3, 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 , [1, с. 18, рис.1]. Это необходимо для того, чтобы провести полный кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений 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, [1, 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, [1, 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 нулю, вне зависимости от направлений вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД ВРД.

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

а) формула тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внутренним параметрам газового потока при $V_n \geq 0$, выводятся с помощью кинематического анализа, или уравнения Эйлера, как проверочный вариант, [1, с 15-20, с. 18, 19, формулы (6), (7), (10), (11)].

б) формула тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внешним параметрам газового потока при $V_n \geq 0$, выводятся только с помощью уравнения Эйлера, но с обязательным учетом знаний, полученных при выводе формул тяги, полетного (тягового) КПД ВРД по внутренним параметрам газового потока при $V_n \geq 0$.

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 $t = 1с$, 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), [3, с.45], в правой части отсутствует реакция отсоединенной реактивной струи С-Н₁.

В науке существует и другое незыблемое правило: в одном уравнении запрещается применять составляющие этого уравнения с различными размерностями. В уравнении (1.39), [3, с.45], левая часть имеет размерности кГс (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 $P_c F_c$ абсолютно справедливо отнесена к разряду сил сопротивлений, направленных против потока, а в уравнении (1.41), [3, с.46], та же самая сила $P_c F_c$ 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, [3, с.46, уравнение (1.41)], полетного (тягового) КПД, [3, 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), [3, с.46], при $P_c > P_n$, т.е. при недорасширенных газовых потоках, тяга двигателя увеличивается. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот она устанавливает, что при $P_c > P_n$ тяга любого ВРД уменьшается, [3, с. 161, рис.6.3, при $P_{с.р.} > P_{с.расч.}$].

2. Согласно формуле тяги ВРД по уравнению (1.41), [3, с.46], увеличение F_c при $P_c > P_n$ приводит к существенному увеличению тяги ВРД. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при $P_c > P_n$ увеличение F_c всегда приводит к уменьшению тяги любого ВРД, см. там же.

3. При $P_c = P_n$ формула тяги ВРД по уравнению (1.41), [3, с.46], преобразуется в выражение $R = G_c(C_c - V_n)$, 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 $V_n = 0$, [3, с.261, рис.8.48].

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

5. Анализ формулы тяги ВРД по уравнению (1.41), [3, с.46], показывает, что к слагаемой части $G_c(C_c - V_n)$, которая является импульсом силы тяги с размерностью кГс, 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, [3, 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 прямым нарушением Закона сохранения энергии, поскольку ни в природе, ни в технике не существует такого КПД.

Все это говорит о том, что выведенные академиком В.С.Стечкиным в 1929 году 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.

Краткий критический обзор состояния теории и проектирования воздушно-реактивных двигателей на современном этапе. Постановка цели.

Полное отсутствие в современной теории воздушно-реактивных двигателей фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, естественно, привело не только к ошибочному проектированию ВРД, но и к ошибочному описанию узловых физических явлений, имеющих место при работе ВРД.

Ошибочное проектирование ВРД на современном этапе связано с наличием следующих конструктивных ошибок:

1. Наличие кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, [1 с. 18, рис. 1], которая является основой заглохания или неустойчивой работы ВРД при взлете, полете, посадке.

2. Очень низкий КПД второго контура современных ТРДД, равный 12%, по сравнению с первым контуром, КПД которого составляет 60%, что влечет за собой повышенный расход топлива и низкие экологические и технико-экономические показатели современных ТРДД.

3. Полное отсутствие закона регулирования по максимальной тяге на любом режиме работы согласно формулам тяги (6), (7), (8), (9), [1 с. 18-19].

4. И другие конструктивные ошибки.

Заметим, что если уже созданная единая теория движителей на непрерывных потоках указывает на эти конструктивные ошибки современных ВРД, то это означает, что все ВРД, созданные на основе единой теории движителей на непрерывных потоках, полностью лишены этих конструктивных недостатков.

К ошибочным описаниям современной теорией ВРД узловых физических явлений, имеющих место при работе ВРД, относятся:

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., это означает, что все физические процессы, имеющие место при работе ВРД, описаны или неточно или ошибочно.

Преподавание такого ошибочного термодинамического цикла студентам авиационных ВУЗов вот уже 83 года ведется в нулевом, с точки зрения науки, знаний, варианте, поскольку существующий в современной теории ВРД термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S содержит в себе следующие ошибки:

1.1. Газовый поток в зоне Н-В по сечениям воздухозаборника В-В и d-d разорван, поскольку невозможно поставить знак равенства между расходом 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. При инжектировании газового потока в зоне Н-В под действием градиента статических давлений, направленного за потоком при $V_n > 0$, температура газового потока на выходе из воздухозаборника T_B до $V_n = 0,6 \text{ Мп}$ всегда уменьшается согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, на существующем термодинамическом цикле в координатах P-V, T-S, разработанным современной

теорией ВРД, все происходит наоборот, что свидетельствует о нарушении принципа инжекции газового потока при $V_n > 0$ и всех законов термодинамики.

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 сечениях d-d и В-В, поскольку полная энергия газового потока в сечении В-В существенно больше полной энергии газового потока в сечении d-d, что нарушает баланс энергии, все законы термодинамики, уравнение Бернулли. Необходимо отметить, что 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 $V_n > 0$ всегда перед двигателем генерируется параболоидная зона заторможенного потока с градиентом статических давлений, направленным по потоку, [5, с.26, рис 1.6], [3, 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 преподносится студентам авиационных ВУЗов 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_H 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 статки 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, 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 $T_2^* = \text{const}$.

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 заглоханию, неустойчивой работе ВРД, к флаттеру самолета при взлете, полете и посадке.

11. И другие ошибочные описания, согласно которым современная теория воздушно-реактивных двигателей подлежит полной переработке на основе уже

созданной единой теории движителей на непрерывных потоках, и только после этого такая переработанная теория воздушно-реактивных двигателей может быть заложена в курс ТОВРД и преподаваться студентам в авиационных ВУЗах.

Общие выводы, перспективы дальнейших разработок.

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.

Существующие в современной теории ВРД ошибочные фундаментальные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, выведенные академиком Б.С.Стечкиным в 1929 г., и такая же ошибочная фундаментальная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е.Жуковским в 1912 г., 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.

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 $T_c^* = \text{const}$ (при постоянной температуре газового потока перед первым сопловым аппаратом турбины), связанные с заменой характера движения частиц газового потока в зоне Н-В с нарастающим ускорением, что имеет место во всех современных ВРД, на синусоидальный, с нулевым или уменьшающимся ускорением газового потока в сечении В-В, что полностью устраняет кинематическую зону жесткого (упругого) удара в этом же сечении, существенно повышает газодинамическую устойчивость работы ВРД, повышает КПД двигателя, [6, с. 124-134].

При этом следует отметить, что правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения специалисты могут разработать только с позиций уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках, в которую в обязательном порядке входит вывод формулы тяги воздушно-реактивного двигателя по внешним и внутренним параметрам газового потока, проходящего через движитель.

Вывод формулы тяги ВРД по внутренним параметрам приводится в [1, с. 15-20, формулы(6),(7).] Вывод формулы тяги ВРД по внешним параметрам в [1] отсутствует, хотя конечные формулы тяги (8) и (9) приводятся, [1, с. 19].

Поэтому уже созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) решить ту же самую задачу, которую в 1929 г. академик Б.С.Стечкин не смог решить в своей статье «Теория воздушно-реактивного двигателя», и на более высоком научном уровне, при правильном применении уравнения Эйлера, вывести формулы тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивного двигателя по внешним параметрам при $V_{\infty} \geq 0$, которые будут являться фундаментальными, которые будут полностью соответствовать всем законам механики истечения жидкостей и газов и экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей, что будет рассмотрено в следующей статье.

Список литературы: 1. 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. 2. 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», 2011г. – №33, – с.146-153. 3. Шляхтенко С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] /С. М. Шляхтенко/ –М.Машиностроение, 1987 г., – 568 с. 4. Казанджан П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] /П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко/ – М.: Машиностроение, 1983, – 223 с. 5. Мамедов Б. Ш. Глава 3. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Причины заглохания воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете и посадке [Текст] /Б. Ш. Мамедов/ Восточно-Европейский журнал передовых технологий, – Харьков: изд. Технологический центр. Прикладная механика, 4/7 (53), 2011, с.24-28. 6. Мамедов Б. Ш. Глава 4. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках.. Разработка направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанного с повышением газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете и посадке. [Текст] / Б. Ш. Мамедов/ Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, –Харків: НТУ «ХПІ», 2011г. – №34, – с.124-134.

Надійшла до редколегії 20.02.2013

УДК 629.7.036.001

Краткий анализ состояния теории и проектирования воздушно-реактивных двигателей на современном этапе / Б. Ш. Мамедов // Вісник НТУ «ХПІ». Серія: Нові рішення в сучасних технологіях. – Х: НТУ «ХПІ», – 2013. - № 11 (985). – С. 3-15. – Бібліогр.: 6 назв.

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітря-реактивних двигунів, пов'язані з помилковою фундаментальною теоремою о підйомній силі продуваемого профілю, виведеною професором М.Є.Жуковським у 1912 році, та помилковими фундаментальними формулами тяги, польотного (тягового) ККД, розрахованими академіком Б.С.Стечкиним у 1929 році.

Ключові слова: продуваемий профіль, кінематичний аналіз, тяга продуваемого профілю, підйомна сила

Are considered the drawbacks of modern theory of air-jet engines, which are connected with mistaken fundamental theorem of the raising force of blowing profile, calculated by Professor N.E.Zhukovsky in 1912 year, with mistaken fundamental formulars of thrust and flying (thrust) efficiency, calculated by Academician B.S.Stechkin un 1929 year.

Keywords: blowing profile, kinematical analyse, the thrust of blowing profile, raising force.

УДК 621.891

С. М. ПОПОВ, д-р філос. наук, проф., ЗНТУ, Запоріжжя

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ТИТАНУ НА ЗНОСОСТІЙКІСТЬ ВУГЛЕЦЕВОХРОМИСТИХ СПЛАВІВ ПРИ УДАРНО-АБРАЗИВНОМУ ЗНОШУВАННІ

У статті представлені дослідження підвищення зносостійкості і ударостійкості високоуглеродохромістких сплавів. Запропоновано і проведено алгоритм аналізу комплексного впливу титану на фізико-механічні і енергетичні параметри. Проведено математичне планування експерименту та отримана нелінійна система рівнянь впливу вмісту титану в сплаві на твердість HRC і загальну енергію руйнування N_u .

Ключові слова: структура, фаза, подрібнення, зносостійкість, регресія.

© С. М. ПОПОВ, 2013