

УДК 629.7.036.001

Б.Ш. Мамедов, доцент, канд. техн. наук

Запорожский национальный технический университет

ул. Жуковского, 64, г. Запорожье, Украина, 69063

E-mail: www.zntu.edu.ua

**ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ.
ЗАКОН ИНЖЕКЦИИ (ВСАСЫВАНИЯ) ГАЗОВОГО ПОТОКА
В ЗОНЕ Н-В ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ $V_n \geq 0$ ***

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей (ВРД), основанные на ошибочных фундаментальных формулах тяги, полетного (тягового) КПД ВРД, полученных Б.С. Стечкиным в 1929 г.

Ключевые слова: *термодинамический цикл, контрольный контур, заторможенный поток.*

1. Введение, постановка проблемы

Инжективное (всасывание) газового потока (воздуха) – это процесс, связанный с ускорением частиц газового потока, поступающего в воздухозаборник турбореактивного двигателя, под действием градиента первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока, направленного за потоком. Под первичной движущей силой подразумевается произведение $P_i F_i$, где P_i – статическое давление газового потока в i -м сечении газодинамического тракта; F_i – площадь i -го сечения газодинамического тракта.

Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках в зоне Н-В любого турбореактивного двигателя, с целью дополнительной характеристики установившегося движения газового потока при $V_n \geq 0$, дополнительно к законам механики истечения жидкостей и газов, вводится принципиально новый закон инжекции (всасывания), далее закон инжекции газового потока

$$P_1 F_1 - P_2 F_2 = \text{grad} P_i F_i \uparrow, \quad (1)$$

где $P_1 F_1$ – первичная движущая сила от изменения статических давлений газового потока на входе в рассматриваемую трубку тока; $P_2 F_2$ – первичная движущая сила от изменения статических давлений газового потока на выходе из рассматриваемой трубки тока.

Закон инжекции газового потока в зоне Н-В любого турбореактивного двигателя при $V_n \geq 0$ формулируется так:

Градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в зоне Н-В любого турбореактивного двигателя при $V_n \geq 0$ всегда направлен за потоком [1, с. 31, рис. 1]. Стрелка \uparrow вверх означает направление градиента первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в зоне Н-В любого турбореактивного двигателя при $V_n \geq 0$, направленного за потоком.

Такое определение закона инжекции газового потока в зоне Н-В турбореактивных двигателей при $V_n \geq 0$ идет вразрез с современной теорией воздушно-реактивных двигателей, которая гласит, что в зоне Н-В любого турбореактивного двигателя градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока при $V_n \geq 0$ всегда направлен против потока, что отражено в существующем термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, [2, с.16, рис.1.1, рис.1.2, с. 17, рис.1.3], поскольку статическое давление газового потока в точке В (сечение В-В – выходное сечение воздухозаборника турбореактивного двигателя) выше статического давления газового потока в точке Н (сечение Н-Н зоны невозмущенного потока).

Существующий термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, заложенный в основу современной теории воздушно-реактивных двигателей, заложенный в основу объяснения всех физических процессов, имеющих место при работе турбореактивных двигателей, является глубоко ошибочным, поскольку точка В никогда не может находиться выше точки Н при $V_n \geq 0$.

Поэтому перед уже разработанной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла задача обоснования ошибочности существующего в современной теории воздушно-реактивных двигателей термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, и создания корректной теории движителей на непрерывных потоках, основанной на термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, формулах тяги, полетного (тягового) КПД

* *Статья печатается в порядке обсуждения (прим. редакции)*

воздушно-реактивных двигателей [3, с. 15–20], и на правильной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [4, с. 146–153].

2. Построение термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S единой теории движителей на непрерывных потоках. Постановка целей (заданий)

Построение принципиально нового термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S единой теории движителей на непрерывных потоках проводится впервые.

2.1. Критика термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, заложенного в основу современной теории воздушно-реактивных двигателей

Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках в зоне Н-В любого воздушно-реактивного двигателя при $V_n \geq 0$ всегда сохраняется закон инжекции газового потока, который гласит, что градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в зоне Н-В при $V_n \geq 0$ всегда направлен по потоку, поскольку только в этом случае соблюдаются все законы механики истечения жидкостей и газов, закон сохранения энергии, включая законы термодинамики.

Существующий термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, заложенный в основу современной теории воздушно-реактивных двигателей, нарушает закон инжекции газового потока в зоне Н-В, поскольку статическое давление газового потока в сечении В-В, [2, с. 16, рис. 1.1, рис. 1.2, с. 17, рис. 1.3, точка В], воздушно-реактивного двигателя гораздо выше статического давления газового потока в сечении Н-Н, точка Н, что генерирует в зоне Н-В воздушно-реактивного двигателя градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока, направленный против потока, что разрывает струю газового потока по сечениям d-d (вход в воздухозаборник) и В-В (выход из воздухозаборника) поскольку $G_B \gg G_d$, где G_B и G_d – соответственно расход газового потока через сечения В-В и d-d воздухозаборника, что нарушает все законы механики истечения жидкостей и газов, закон сохранения энергии, включая все законы термодинамики.

Существующий термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, заложенный в основу современной теории воздушно-реактивных двигателей, не выдерживает критики даже со стороны школьного закона физики – закона Бойля-Мариотта, докажем это.

При скорости полета равной нулю, воздушно-реактивный двигатель на расчетном режиме инжектирует газовый поток с поверхности сфероида [1, с. 31, рис. 1, поз. 6], который является зоной невозмущенного потока, площадью F_n , расход газового потока (воздуха) через которую составляет, например, $100 \text{ м}^3/\text{с}$, при статическом давлении $P_1 = P_n$, равном $1,033 \text{ кг}/\text{см}^2$. Таким образом, точке Н, сечение Н-Н [2, с. 16, рис. 1.1, рис. 1.2, с. 17, рис. 1.3], для термодинамического цикла в координатах P-V будет характеризоваться абсциссой (объемом газа), равным $V_1 = 100 \text{ м}^3/\text{с}$, и ординатой (давлением газа), равным $P_1 = P_n = 1,033 \text{ кг}/\text{см}^2$. Для расчетного взлетного режима статическое давление газового потока для точки В, сечение В-В, известно и равно $P_2 = 0,7 \text{ кг}/\text{см}^2$. Применяем закон Бойля-Мариотта

$$P_1 V_1 = P_2 V_2, \quad (2)$$

находим $V_2 = 147 \text{ м}^3/\text{с}$. Таким образом, точка В, сечение В-В воздушно-реактивного двигателя, будет характеризоваться абсциссой (объемом газа), равным $V_2 = 147 \text{ м}^3/\text{с}$, и ординатой (давлением газа), равным $P_2 = 0,7 \text{ кг}/\text{см}^2$, рисунок 1. Дальнейшее построение цикла Карно из точки В, которая лежит ниже и правее точки Н, осуществляется известным методом. Процесс построения термодинамического цикла в координатах P-V для реактивных двигателей при $V_n > 0$ ничем не отличается от построения термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V при $V_n = 0$, поскольку при $V_n > 0$ перед двигателем всегда генерируется зона заторможенного потока, в которой градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока всегда направлен по потоку, [1, с. 31, рис. 1, б].

Построение термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V при $V_n > 0$ приведено на рисунке 1, а. При этом точка С, характеризующая выходное сечение С-С турбореактивного двигателя, с целью увеличения тяги последнего путем уменьшения $P_c F_c$, всегда при $V_n \geq 0$ находится в зоне перерасширенного газового потока при $P_c < P_n$.

Необходимо отметить, что зона заторможенного потока, которая генерируется перед воздухозаборником турбореактивного двигателя при $V_n > 0$, имеет форму параболоида, [1, с. 31, рис. 1, поз. 2], с одинаковым статическим давлением заторможенного потока P_n^* по его поверхности. С каждой точки поверхности параболоида осуществляется подпитка газового потока, проходящего через

двигатель. Таким образом, градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в зоне Н-В при $V_n > 0$ направлен по потоку.

Что касается термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах Т-S, то необходимо отметить следующее. Энтропия S любых физических процессов, имеющих место при работе воздушно-реактивного двигателя, всегда имеет тенденцию к увеличению, [1, с. 31, рис. 1.13]. Процесс уменьшения статического давления газового потока в зоне Н-В при $V_n \geq 0$ всегда сопровождается понижением температуры газового потока, вплоть до отрицательных температур, поэтому точка В на графике термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах Т-S согласно единой теории движителей на непрерывных потоках при $V_n \geq 0$ будет всегда находиться ниже и правее точки Н, рисунок 1. Дальнейшее построение термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах Т-S из точки В осуществляется известным методом.

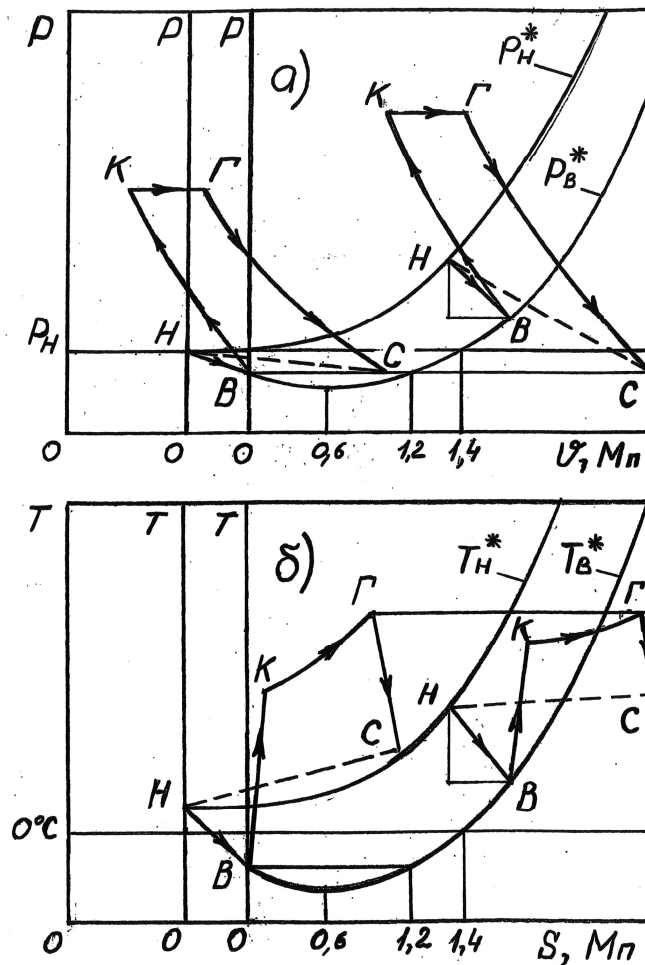


Рисунок 1 – Разработка термодинамического цикла турбореактивных двигателей согласно единой теории движителей на непрерывных потоках: а) в координатах P-V, б) в координатах T-S

Анализ показывает, что фигура НКГС термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S при увеличении скорости полета сжимается, что означает, что с увеличением скорости полета уменьшается разность по давлению и температуре газового потока между соседними сечениями турбореактивного двигателя.

Таким образом, ошибочный характер термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, принятый современной теорией воздушно-реактивных двигателей, базируется на ошибочном контрольном контуре, принятом академиком Б.С. Стечкиным в 1929 г. при выводе формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей. Академик Б.С. Стечкин ошибочно считал, что при $V_n > 0$ газовый поток входит в двигатель через некоторую площадь F_n со статическим давлением, равным P_n , давлению окружающей среды, и не изменяет своего давления вплоть до сечения В-В, которое одновременно является сечением выхода из воздухозаборника и сечением входа в компрессор низкого давления, [2, с. 15, с. 44]. Однако испытания ТУ-144 [2, с. 15], показали, что при

$V_n = 2200$ км/ч в сечении В-В турбореактивного двигателя с форсажной камерой статическое давление повышается до 9 кг/см^2 , чтобы спасти контрольный контур академика Б.С. Стечкина специалисты вводят абсолютно непродуманно такое понятие, как динамическое сжатие газового потока от сечения Н-Н зоны невозмущенного потока до сечения В-В выхода из воздухозаборника или входа в компрессор низкого давления, оставив нетронутым статическое давление P_n на входе в F_n , введя, таким образом, градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в зоне Н-В, направленный против потока, что разрывает струю газового потока по сечениям d-d входа и В-В выхода из воздухозаборника, нарушает закон инжекции струи газового потока в зоне Н-В, все законы механики истечения жидкостей и газов, закон сохранения энергии, включая все законы термодинамики.

Если бы при испытании ТУ-144 было бы зафиксировано статическое давление газового потока на входе в воздухозаборник, сечение d-d, то оно оказалось бы гораздо выше 9 кг/см^2 , сечение В-В, и только в этом случае специалисты вышли бы на зону заторможенного потока, в которой градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока был бы направлен по потоку.

Ошибочный термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, ошибочные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, выведенные академиком Б.С. Стечкиным в 1929 г., [3, с. 15-20], ошибочная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е. Жуковским в 1912 г. [4, с. 146-153, 5, с. 3-17, 6, с. 11-20], заложенные в качестве фундаментальных в современную теорию воздушно-реактивных двигателей, повлекли за собой не только задержку технического прогресса в области авиадвигателестроения более чем на 80 лет, не только авиационные катастрофы по причине неустойчивой работы воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете, посадке, но и ошибочное описание и преподавание ряда узловых физических явлений, имеющих место при работе турбореактивных двигателей. Ошибочно в курсе ТОВРД студентам объясняется:

1. Процесс генерирования тяги воздушно-реактивными двигателями [3, с. 15-20].
2. Полетный (тяговый) КПД воздушно-реактивных двигателей [3, с. 15-20].
3. Теорема о подъемной силе продуваемого профиля [4, с. 146-153, 5, с. 3-17, 6, с. 11-20].
4. Контрольная поверхность abcd, [5, с. 5, 7, с. 54-55].
5. Термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S.

6. Причины генерирования отрывных течений на лопатках рабочих колес компрессора высокого и низкого давления. Такое ошибочное описание причин генерирования отрывных течений на лопатках рабочих колес компрессора высокого давления, а потом и на лопатках первого рабочего колеса компрессора низкого давления, возведенное в ранг теории, [2, с. 114], курс ТОВРД, не только задержало технический прогресс в области авиадвигателестроения более чем на 80 лет, но и послужило источником тысяч авиационных катастроф по причине неустойчивой работы воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете, посадке, нанесло огромный материально-технический ущерб любому государству, производящему самолеты.

На основании ошибочного термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, заложенного в основу современной теории воздушно-реактивных двигателей, студентам авиационных ВУЗов ошибочно объясняются по курсу ТОВРД:

7. Принципы работы одноконтурных турбореактивных двигателей.
8. Принципы работы двухконтурных турбореактивных двигателей.
9. Принципы работы одноконтурных турбореактивных двигателей с форсажной камерой.
10. Принципы работы двухконтурных турбореактивных двигателей с форсажной камерой.

11. Коэффициент сохранения полного давления σ_{ax} , равный отношению давления торможения на выходе из воздухозаборника к давлению торможения в невозмущенном потоке [2, с. 81, формула (3.1)].

Исходя из вышеизложенного, единая теория движителей на непрерывных потоках ставит своими целями (заданиями) последовательную разработку каждого из вышеперечисленных пунктов с целью создания правильной единой теории движителей на непрерывных потоках.

Первые четыре пункта уже разработаны со ссылками на литературу и приведены в данной статье.

2.2. Критика трактовки физических основ генерирования неустойчивой работы воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете, посадке, принятой современной теорией воздушно-реактивных двигателей

Вопросу выявления физических основ генерирования неустойчивой работы ВРД при взлете, полете, посадке в современной теории воздушно-реактивных двигателей уделяется самое пристальное внимание [2, с. 114], цитируем:

"Рассмотрим, какие факторы приводят ТРД с высоконапорным компрессором ($\Pi_k^* > 8$) к уменьшению ΔK_y на пониженных \bar{n}_{np} . Пусть компрессор в системе двигателя работает при постоянной окружной скорости U , а это значит, при $n = \text{const}$. Уменьшение \bar{n}_{np} будет идти за счет роста T_e^* ,

например, в связи с увеличением скорости полета. Это приведет к снижению P_k^* , росту объемного расхода и осевой скорости на последних ступенях компрессора и, как следствие, к отрицательным углам атаки. Последние ступени начинают лимитировать расход воздуха через компрессор, из-за чего осевая скорость C_a на входе в компрессор уменьшается и растут углы атаки i на первых ступенях компрессора. При существенном увеличении углов атаки наступает отрыв потока со спинки лопаток первого рабочего колеса компрессора, а это вызывает помпаж компрессора. На режимах, близких к помпажу компрессора, его КПД уменьшается из-за увеличения профильных потерь на первых и последних ступенях..."

Судя по ошибочному описанию генерирования неустойчивой работы турбореактивного двигателя при $V_n > 0$, приведенному в данной выдержке, устранить такой дефект абсолютно невозможно, от такого описания дефекта веет фатализмом, безысходностью, поскольку в любом двигателе при увеличении V_n увеличивается T_e^* согласно ошибочному термодинамическому циклу турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, а это означает, что ни один из ВРД не должен взлететь без генерирования отрывных течений. Такое описание дефекта, да еще возведенное в ранг теории [2, с. 114], поставило конструкторов, теоретиков действительно в тупиковое положение, поскольку согласно ошибочному описанию этот дефект устранить невозможно, что является, вот уже в течение последних 83 лет, прямым тормозом на пути технического прогресса в области авиадвигателестроения [8, с. 24-28, 9, с. 124-134].

Основным звеном такого объяснения причин неустойчивости работы ВРД вначале на лопатках последних рабочих колес КВД, а затем на лопатках первого рабочего колеса КНД, является увеличение T_e^* в связи с увеличением скорости полета V_n , где T_e^* – температура заторможенного газового потока на выходе из воздухозаборника ВРД, сечение В-В. Заметим, что увеличение температуры заторможенного газового потока T_e^* на выходе из воздухозаборника, сечение В-В, при увеличении скорости полета, как это принято в современной теории воздушно-реактивных двигателей [2, с. 114], всегда сопровождается увеличением статического давления P_e^* заторможенного потока в этом же сечении, что находится в полном соответствии с общепринятым в современной теории воздушно-реактивных двигателей глубоко ошибочным термодинамическим циклом турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, [2, с. 16, рис. 1.1, рис. 1.2, с. 17, рис. 1.3]. Причины генерирования отрывных течений на лопатках первого рабочего колеса КНД, приводящих к генерированию неустойчивой работы, помпажа компрессора воздушно-реактивного двигателя при взлете, полете и посадке, необходимо искать только в зоне заторможенного потока, которая генерируется перед двигателем при $V_n > 0$, [1, с. 29-34, 2, с. 82], в кинематическом анализе и теории относительности, которые в современной теории воздушно-реактивных двигателей полностью отсутствуют.

Дополнительно на термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах P-V, рисунок 1, а, разработанным единой теорией движителей на непрерывных потоках, приводится характер изменения P_n^* и P_e^* в зависимости от скорости полета, где P_n^* – это статическое давление заторможенного газового потока по периферии параболоидной зоны заторможенного потока, которая генерируется перед воздухозаборником ВРД при $V_n > 0$, [2, с. 82, 1, с. 31, рис. 1, поз. 2], P_e^* – статическое давление заторможенного газового потока в выходном сечении В-В воздухозаборника. Показано, что при $V_n > 0$ статическое давление заторможенного газового потока P_e^* по периферии параболоидной зоны заторможенного потока при увеличении скорости полета увеличивается по параболическому закону пропорционально квадрату скорости полета. Показано, что статическое давление заторможенного газового потока P_e^* в выходном сечении В-В воздухозаборника до $V_n = 0,6$ Мп, где Мп – условное обозначение скорости звука, плавно уменьшается, что находится в полном соответствии с характером изменения тяги ТРД, и при дальнейшем увеличении V_n начинает плавно увеличиваться, а говорить о повышении P_e^* выше P_n , где P_n – давление окружающей среды, можно только при скорости полета $V_n > 1,4$ Мп. Потому существующая трактовка физических основ генерирования неустойчивой работы ВРД при взлете, полете, посадке, принятой современной теорией воздушно-реактивных двигателей и основанной на увеличении $P_e^*(T_e^*)$, является ошибочной, поскольку основана на глубоко ошибочном термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, в котором точка В никогда не может находиться выше точки Н.

Дополнительно на термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах T-S, рисунок 1, б, разработанным единой теорией движителей на непрерывных потоках, приводится характер изменения T_n^* и T_e^* в зависимости от скорости полета, где T_n^* – это температура заторможенного

газового потока по периферии параболоидной зоны заторможенного потока, которая генерируется перед воздухозаборником ВРД при $V_n > 0$, T_e^* – это температура заторможенного газового потока в выходном сечении В-В воздухозаборника. Показано, что при $V_n > 0$ температура заторможенного газового потока по периферии параболоидной зоны заторможенного потока, [1, с. 31, рис. 1, поз. 2], при увеличении скорости полета увеличивается по параболическому закону пропорционально квадрату скорости полета. Показано, что температура заторможенного газового потока T_e^* в выходном сечении В-В воздухозаборника до $V_n = 0,6$ Мп плавно уменьшается и при дальнейшем увеличении скорости полета начинает плавно увеличиваться, что находится в полном соответствии с характером изменения тяги ТРД, а говорить о повышении T_e^* выше 0 °С, рисунок 1, б, можно только при скорости полета $V_n > 1,4$ Мп. Потому существующая трактовка физических основ генерирования неустойчивой работы ВРД при взлете, полете, посадке, принятой современной теорией воздушно-реактивных двигателей и основанной на увеличении T_e^* , является ошибочной, поскольку основана на глубоко ошибочном термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, в котором точка В никогда не может находиться выше точки Н при $V_n \geq 0$.

Правильная трактовка физических основ генерирования неустойчивой работы ВРД при взлете, полете, посадке приведена в [1, с. 29-34, 8, с. 24-28, 9, с. 124-134].

3. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок

Таким образом, современная теория воздушно-реактивных двигателей основана на ошибочном фундаментальном термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, на ошибочных фундаментальных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б.С. Стечкиным в 1929 г., на ошибочной фундаментальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е. Жуковским в 1912 г. Все это привело к тому, что существующая теория воздушно-реактивных двигателей разделилась на две части: теоретическую и экспериментальную, которые существуют независимо друг от друга.

В настоящее время в основу проектирования любых воздушно-реактивных двигателей заложены наработки экспериментальной части. Однако, следует отметить, что без правильной теории экспериментальной части, работающей вслепую, на ощупь, требуются десятилетия, чтобы выйти на правильное понимание того или иного физического явления, имеющего место при работе турбореактивного двигателя, а выйти на правильные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, изложенные, например, в [9, с. 124-134], экспериментальной части потребуются столетия, поскольку турбореактивные двигатели продолжают проектироваться с конструктивными ошибками, снижающими экологические и технико-экономические показатели последних. К таким конструктивным ошибкам, с позиции единой теории движителей на непрерывных потоках, относятся большие радиальные размеры современных ТРДД, нижайший КПД второго контура ТРДД, наличие переходных конусов-ускорителей газового потока, расположенных между компрессорами, отсутствие закона регулирования турбореактивных двигателей по максимальной тяге, наличие клапанов перепуска воздуха, наличие кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, недоиспользование энергии перерасширения газового потока за пределами выходного сечения реактивного сопла и др.

Современные авиадвигатели летают, но с очень большим процентом риска, снижающим безопасность полетов. Авиадвигатели, спроектированные согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, будут обладать большей надежностью полетов при более высоких экологических и технико-экономических показателях [9, с. 124-134]. При этом необходимым и достаточным условием такого проектирования является полная замена современной теоретической части на единую теорию движителей на непрерывных потоках.

Поэтому очередная статья будет касаться описания правильного принципа работы одноконтурного турбореактивного двигателя при $V_n = 0$, основанного на правильных фундаментальном термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, фундаментальных формулах тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей, [3, с. 15-20], фундаментальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, [4, с. 146-153], на правильном направлении технического прогресса в области авиадвигателестроения, [9, с. 124-164], разработанными единой теорией движителей на непрерывных потоках.

Дополнительным, но существенным выводом, который следует из анализа термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, разработанного единой теорией движителей на непрерывных потоках, является то, что при увеличении скорости полета в камере сгорания ТРДФ одновременно увеличивается и P_2^* и T_2^* , при этом регламентирующим фактором является температура

заторможенного газового потоку в сеченні Г-Г, яка на даному етапі не може перевищити 1600 °К із-за втрати міцності камери згорання, соплових і робочих лопаток турбіни. Розрахунки показують, що існуючі обмеження по T_2^* не дозволять підняти швидкість польоту V_n для найсучасніших ТРДФ вище 5 Мп.

Для досягнення швидкості польоту вище 5 Мп, наприклад, до 20 Мп, необхідно відмовитися від традиційної схеми створення тяги повітряно-реактивних двигачів і перейти на створення двигачів, генеруючих тягу на основі гравітаційних полів.

Після розробки єдиної теорії двигачів створити фундаментальні підручники по курсу ТОВРД для авіаційних ВУЗів.

Бібліографічний список використаної літератури

1. Мамедов Б.Ш. Основи єдиної теорії двигачів на неперервних потоках. [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Восточно-Европейський журнал передових технологій. — Харків: Вид. Технологічний центр. Прикладна механіка, 2012. — № 6/7 (60). — С. 29–34.
2. Шляхтенко С.М. Теорія і розрахунок повітряно-реактивних двигачів [Текст] / С.М. Шляхтенко. — М.: Машинобудування, 1987. — 568 с.
3. Мамедов Б.Ш. Основи єдиної теорії двигачів на неперервних потоках. Виведення формули тяги, польотного (тягового) КПД турбореактивних двигачів [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Восточно-Европейський журнал передових технологій. — Харків: Вид. Технологічний центр, Прикладна механіка, 2011. — № 4/7 (52). — С. 15–20.
4. Мамедов Б.Ш. Глава 2. Основи єдиної теорії двигачів на неперервних потоках. Виведення формули тяги, польотного (тягового) КПД, теореми про підйомну силу продуваного профіля, як двигача [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Вісник НТУ "ХПІ": зб. наук. праць. Тем. випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. — Харків: НТУ "ХПІ", 2011. — № 33. — С. 146–153.
5. Мамедов Б.Ш. Глава 9. Основи єдиної теорії двигачів на неперервних потоках. Виведення формули тяги, польотного (тягового) КПД, теореми про підйомну силу продуваного профіля єдиного розмаху, як двигача на неперервних потоках (кратка теорія крила літака) [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Вісник НТУ "ХПІ": зб. наук. праць. Тем. випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. — Харків: НТУ "ХПІ", 2012. — № 50 (956). — С. 3–17.
6. Мамедов Б.Ш. Глава 7. Основи єдиної теорії двигачів на неперервних потоках. Виведення формули тяги, польотного (тягового) КПД, теореми про підйомну силу продуваного профіля крила птаха, як двигача [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Вісник НТУ "ХПІ": зб. наук. праць. Тем. випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. — Харків: НТУ "ХПІ", 2012. — № 44 (950). — С. 11–20.
7. Казанджан П.К. Теорія авіаційних двигачів [Текст] / П.К. Казанджан, Н.Д. Тихонов, А.К. Янко. — М.: Машинобудування, 1983. — 223 с.
8. Мамедов Б.Ш. Глава 3. Основи єдиної теорії двигачів на неперервних потоках. Причини заглохання повітряно-реактивних двигачів при взльоті, польоті і посадці [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Восточно-Европейський журнал передових технологій. — Харків: Вид. Технологічний центр, Прикладна механіка, 2011. — № 4/7 (53). — С. 24–28.
9. Мамедов Б.Ш. Глава 4. Основи єдиної теорії двигачів на неперервних потоках. Розробка напрямку технічного прогресу в області авіадвигачестроєння, пов'язаного з підвищенням газодинамічної стійкості роботи повітряно-реактивних двигачів при взльоті, польоті і посадці. [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Вісник НТУ "ХПІ": зб. наук. праць. Тем. випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. — Харків: НТУ "ХПІ", 2011. — № 34. — С. 124–134.

Поступила в редакцію 13.05.2013 г.

Мамедов Б.Ш. Єдина теорія рухів на неперервних потоках. Закон інжекції газового потоку в зоні Н-В турбореактивних двигачів при $V_n \geq 0$

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

Ключові слова: термодинамічний цикл, контрольний контур, загальмований потік.

Mamedov B.S. The single theory of continuous flow propulsion. Gas flow injection (suction) law in H-V zone of turbo-jet engines when $V_n \geq 0$

The shortcomings of the modern theory of air-jet engines associated with erroneous basic formulas of thrust, flying (thrust) efficiency calculated by Academician B.S. Stechkin in 1929 year are considered.

Keywords: thermodynamic cycle, control contour, slow down flow.