



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

## РАЗРАБОТКА ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ЦИКЛА ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В КООРДИНАТАХ P-V, T-S

В работе показано, что термодинамический цикл прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) в координатах P-V, T-S, представленный в современной теории воздушно-реактивных двигателей (ВРД), выполнен с нарушением законов механики истечения жидкостей и газов, поскольку в зоне Н-В имеет место отрицательный (против потока) градиент статических давлений газового потока, что разрывает струю и делает невозможным поступление газового потока во внутрь двигателя.

**Ключевые слова:** параболоидная зона заторможенного потока, кинематический анализ.

### 1. Введение

Доскональное знание любых физических процессов, имеющих место при работе ВРД, включая ПВРД, позволяет не только наметить пути реального технического прогресса в области авиадвигателестроения, но и создать принципиально новую и прогрессивную «Единую теорию движителей на непрерывных потоках», с позиции которой видны все недостатки, допущенные современной теорией ВРД при разработке, например, термодинамического цикла ПВРД в координатах P-V, T-S [1, рис. 1.5].

Ошибочность разработанного термодинамического цикла базируется на том, что при выводе формулы тяги любого ВРД в зоне Н-d контрольного контура [1, рис. 1.22, рис. 1.23] не учтено генерирование параболоидной зоны заторможенного потока, как физического явления, экспериментальное подтверждение которой приведено в [2, рис. 2.1, рис. 8.1]. Поэтому термодинамический цикл ПВРД [1, рис. 1.5] в координатах P-V, T-S не отражает реальных физических процессов, имеющих место при работе ПВРД и не может служить одной из фундаментальных основ современной теории ВРД, поскольку ошибочно, с нарушением всех законов механики истечения жидкостей и газов, описывает физические процессы, имеющие место при работе ПВРД.

Например, точка В на графике термодинамического цикла ПВРД в координатах P-V, T-S [1, рис. 1.5] находится выше точки Н. Это означает, что в зоне Н-В генерируется отрицательный (против потока) градиент статических давлений газового потока, что приводит к разрыву струи [2] и к невозможности движения газового потока во внутрь двигателя, поскольку движение газового потока во внутрь двигателя, согласно законам механики истечения жидкостей и газов, возможно только при наличии положительного (по потоку) градиента статических давлений.

Поэтому в современной теории ВРД, в связи с тем, что в зоне Н-d контрольного контура не учтено генерирование параболоидной зоны заторможенного по-

тока, как физического явления, существует проблема полной ошибочности всех ее фундаментальных основ, к которым относятся:

1. Термодинамический цикл ВРД, включая ПВРД, в координатах P-V, T-S [2].
2. Формула тяги ВРД [2, 3].
3. Формула полетного (тягового) КПД ВРД, [2, 3].
4. Теорема о подъемной силе продуваемого профиля [2].
5. Правильное понимание и применение уравнения Эйлера [2].

Ошибочность термодинамического цикла ВРД, включая ПВРД, в координатах P-V, T-S и других фундаментальных основ привела к неправильному пониманию и описанию основных физических процессов, имеющих место при работе ВРД, например, процесса генерирования неустойчивой работы ВРД [4, 5], процесса генерирования неустойчивой работы ВРД в условиях жаркого климата [6, 7], принципа работы «нулевой» ступени компрессора низкого давления [8, 9], распределения внешней работы турбины (двигателя) по зонам контрольного контура, теоретических и физических основ процесса генерирования тяги, полетного (тягового) КПД ВРД [3, 10], теоретических и физических основ процесса сжатия газового потока до максимальной  $P_k^*$  в компрессорах ВРД, теоретических и физических основ процесса увеличения тяги ТРДФ при форсаже, теоретических основ и принципа работы входных устройств для сверхзвуковых скоростей полета, теоретических основ и принципа работы ПВРД и др., что привело к ошибочному проектированию современных ВРД и задержке технического прогресса в области авиадвигателестроения более, чем на 86 лет.

### 2. Анализ литературных данных

Ошибочность всех фундаментальных основ современной теории ВРД (термодинамический цикл ВРД в координатах P-V, T-S, формулы тяги и полетного (тягового) КПД, теорема о подъемной силе продуваемого

профиля, понимание и применение уравнения Эйлера) основывается на ошибочных разработках профессора Н. Е. Жуковского и академика Б. С. Стечкина.

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

Профессор Н. Е. Жуковский не мог понять другой правильной идеи о том, что любой продуваемый профиль просто генерирует тягу, которая, как вектор, просто раскладывается на горизонтальную и вертикальную (подъемную силу) составляющие [2]. Критика теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в его работе «Вихревая теория гребного винта» приводится в [2].

Академик Б. С. Стечкин в своей статье «Теория воздушно-реактивного двигателя», опубликованной в 1929 г. [12] привел ошибочный вывод формулы тяги и полетного (тягового) КПД ВРД. Ошибки академика Б. С. Стечкина заключались в том, что он не дал классификацию и характеристику внешних сил, действующих на рассматриваемый участок трубки тока, ошибся с применением уравнения Эйлера, не учел генерирование при  $V_n > 0$  в зоне Н-d контрольного контура параболической зоны заторможенного потока, ввел интеграл по замкнутому контуру, не провел кинематического анализа [2, рис. 2.1, рис. 8.1].

В реальных формула тяги ВРД академика Б. С. Стечкина,  $R = G_T \cdot C_c$ , завышает тягу любого ВРД более, чем на 320 %. За последние 86 лет эта формула продержалась только благодаря чистой фальсификации технических данных ВРД конструкторами, которые для преподавателей авиационных вузов выдают заниженные данные по расходу газового потока по контурам ТРДД, например, с тем, чтобы произведение  $G_T \cdot C_c$  было бы точно равно тяге по соответствующему контуру. Например, согласно чертежей ЗМКБ «Ивченко-Прогресс» под названием «К тепловому расчету двигателя Д-436ТП» по первому контуру выдается расход газового потока 58 кг/с (вместо реальных 66 кг/с), а по второму контуру расход выдается 105 кг/с (вместо реальных 325 кг/с), что и является основным фактором, способствующим задержке технического прогресса в области авиадвигателестроения более, чем на 86 лет.

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

В работах [10, 11] приводится расчет осевых компрессоров от спецификации до окончательного варианта с помощью формул и уравнений газовой динамики, что является неточным, требующим доводки компрессоров

КНД, КСД, КВД не только в стендовых условиях, но и в процессе эксплуатации, примером может служить, например, ТРДД Д-18, который вместо расчетной  $P_k^* = 50$  имеет реальную  $P_k^* = 25$ . Это объясняется тем, что теоретические и физические основы процесса сжатия газового потока до максимальной  $P_k^*$  в компрессорах ВРД в современной теории ВРД описаны ошибочно, поскольку основной упор делается на диффузорность, которая в межлопаточных каналах РК КНД, КСД, КВД полностью отсутствует.

Анализ литературных данных [1–15] показывает, что у нас существует не просто «ниша», не занятая другими учеными, у нас существует восьмиоктантовое пространство по Гаспару монжу со многими степенями свободы, т. е. у нас существует разработка принципиально новой, прогрессивной теории ВРД под названием «Единая теория движителей на непрерывных потоках» со многими научными направлениями.

### 3. Объект, цель и задачи исследования

*Объект исследования* — «Единая теория движителей на непрерывных потоках».

*Цель исследования* — разработать правильный термодинамический цикл ПВРД в координатах P-V, T-S.

Для достижения поставленной цели необходимо выполнить такие задачи:

- 1) с учетом генерирования в зоне Н-d контрольного контура параболической зоны заторможенного потока, как физического явления, дать правильное описание принципа работы ПВРД;
- 2) на основе результатов, полученных в предыдущем пункте, разработать правильный термодинамический цикл ПВРД в координатах P-V, T-S, который является фундаментальной основой прогрессивной «Единой теории движителей на непрерывных потоках».

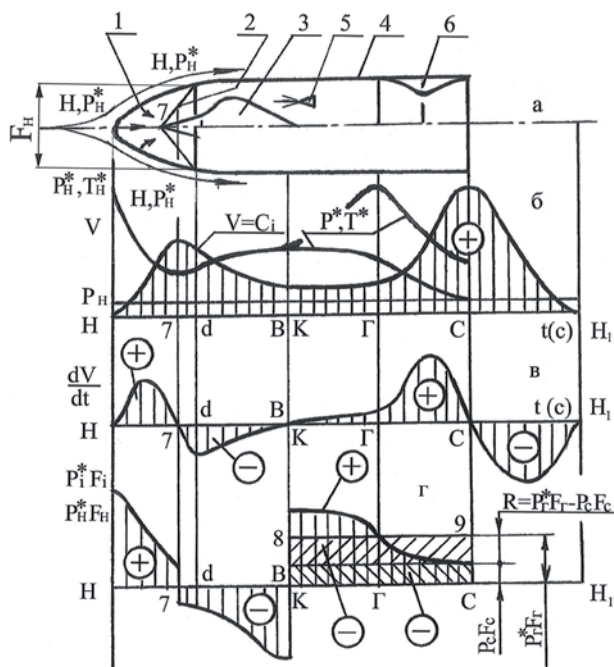
### 4. Принцип работы и разработка термодинамического цикла прямооточных воздушно-реактивных двигателей в координатах P-V, T-S

Описание принципа работы ПВРД с учетом генерирования в зоне Н-d контрольного контура параболической зоны заторможенного потока, как физического явления, а также разработка на этой основе термодинамического цикла ПВРД в координатах P-V, T-S, проводится впервые.

Описание принципа работы ПВРД с одновременной разработкой термодинамического цикла ПВРД в координатах P-V, T-S будем проводить одновременно с тем, чтобы термодинамический цикл полностью соответствовал бы последовательности физических процессов, имеющих место при работе ПВРД. При этом при разработке термодинамического цикла ПВРД в координатах P-V учитываются энергетические потери.

Рассмотрим ПВРД, установленный на летательном аппарате (ЛА) ракете, которая стартует при  $P_n$ , равным МСА. До достижения ЛА  $V_n = 1,8$  Мп, где Мп скорость звука в воздухе, ПВРД не работает, однако перед входным сечением d-d воздухозаборника, с момента старта при  $V_n > 0$ , генерируется параболическая зона заторможенного потока (рис. 1) вершина которой, с увеличением скорости полета, постепенно приближается к сечению d-d, имея максимальное давление заторможенного потока,  $P_n^*$ ,

по периферии параболоидной зоны. Подача воздуха в ПВРД осуществляется из каждой точки поверхности параболоидной зоны заторможенного потока так, как показано на рис. 1. До  $V_{п1} = 1,8$  Мп газовый поток (воздух) продувается через ПВРД, не совершая полезной работы по генерированию тяги. ПВРД при этом играет роль гидравлического сопротивления, однако скачки уплотнения 2, генерируемые центральным телом 3, установленным в корпусе 4, уже имеют место.



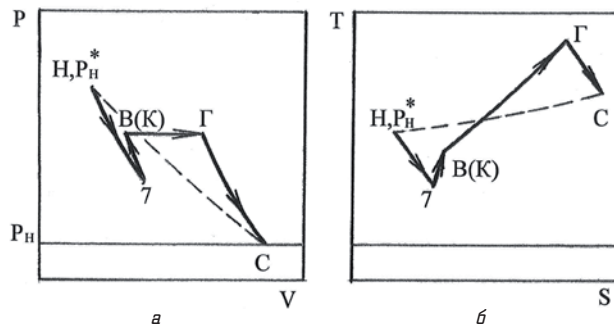
**Рис. 1.** Кинематический анализ газодинамических характеристик потока прямоточного воздушно-реактивного двигателя:  
 а — контрольный контур Н-Н<sub>1</sub>; б — характер изменения статических давлений, температуры, осевых относительных скоростей ( $P^*$ ,  $T^*$ ,  $C_i$ ) заторможенного газового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

При достижении ЛА  $V_{п1} = 1,8$  Мп включается подача топлива в форсунки 5 (рис. 1) ПВРД, поток дросселируется, имеет место процесс генерирования тяги ПВРД. ЛА получает дополнительную тягу, ускоряется и достигает расчетной скорости полета, при которой  $P_n^*$  по периферии параболоидной зоны заторможенного потока достигает своего максимального значения, которое характеризуется точкой  $(H, P_n^*)$ , рис. 2.

Точка  $(H, P_n^*)$  характеризует границу раздела фаз — с одной стороны набегающий невозмущенный поток со статическим давлением равным  $P_n$ , с другой стороны периферия параболоидной зоны заторможенного потока с максимальным статическим давлением  $P_n^*$  в зоне Н-В(К). Точка К введена для полного соответствия контрольного контура Н-Н<sub>1</sub> ПВРД контрольному контуру Н-Н<sub>1</sub> ТРД [2]. Абсолютная скорость каждой частицы газового потока, принадлежащей контрольному контуру Н-Н<sub>1</sub> (рис. 1) описывается уравнением:

$$C_{абс} = C_i - V_{п1}, \tag{1}$$

где  $C_{абс}$  — абсолютная осевая скорость газового потока;  $C_i$  — относительная осевая скорость газового потока;  $V_{п1}$  — переносная осевая скорость газового потока.



**Рис. 2.** Термодинамический цикл прямоточного воздушно-реактивного двигателя в координатах P-V (а) и T-S (б)

Периферия параболоидной зоны заторможенного потока 1 (рис. 1) характеризуется максимальным давлением  $P_n^*$ , нулевой относительной осевой скоростью  $C_i$ , переносной осевой скоростью  $V_{п1}$ . Поэтому начало координат всех графиков кинематического анализа, представленного на рис. 1, берется от периферии параболоидной зоны заторможенного потока.

Выбор контрольного контура, характеристика внешних сил, действующих на рассматриваемый участок трубки тока в пределах контрольного контура Н-Н<sub>1</sub> ПВРД, процесс генерирования тяги, формула тяги, формула полетного (тягового) КПД, проверка формулы тяги ПВРД по уравнению Эйлера — все аналогично, как и для ТРД [2].

Таким образом, тяга ПВРД описывается уравнением:

$$R = P_n^* F_n - P_c F_c, \tag{2}$$

полетный (тяговый) КПД ПВРД:

$$\eta_{п1} = \left( 1 - \frac{P_c F_c}{P_n^* F_n} \right) \cdot 100\%, \tag{3}$$

т. е. формулы тяги, полетного (тягового) КПД любых движителей на непрерывных потоках, согласно «Единой теории движителей на непрерывных потоках», описываются одинаковыми формулами (2), (3). В формулах (2), (3) приняты следующие обозначения:  $R$  — тяга ПВРД (кГ, Н);  $P_n^*$  — статическое давление заторможенного потока в сечении Г-Г ПВРД;  $F_n$  — площадь газодинамического тракта в сечении Г-Г ПВРД;  $P_c F_c$  — сила сопротивления, поскольку в выходящей струе С-Н<sub>1</sub> (рис. 1) согласно закона Бойля-Мариотта,  $P_i F_i = \text{const}$ ;  $P_c$  — статическое давление газового потока в сечении С-С;  $F_c$  — площадь газодинамического тракта в сечении С-С.

формулы тяги и полетного (тягового) КПД (2), (3) дают точное значение тяги и полетного (тягового) КПД без погрешностей для любого движителя на непрерывных потоках, включая ПВРД [3].

Таким образом, на термодинамическом цикле ПВРД в координатах P-V, T-S (рис. 2) авторы статьи описали выход ПВРД на расчетный режим работы, характеризуемый точкой  $(H, P_n^*)$ . От периферии параболоидной зоны заторможенного потока (рис. 1, поз. 1) газовый поток, перемещаясь в двигатель теряет свое статическое давление при одновременном увеличении осевой относительной скорости, которая в сечении 7-7 может достигнуть 2,5 Мп. Сечение 7-7 — это условное сечение прохождения газового потока рассматриваемой трубки тока через первый скачок уплотнения. В зоне  $(H, P_n^*)$ -7, рис. 2, статическое давление и температура заторможенного газового потока,  $P^*$ ,  $T^*$ , уменьшаются, а осевая относительная скорость и объем газового потока, наоборот, увеличиваются. Серия скачков уплотнения 2 (рис. 1) и лобовое сопротивление центрального тела 3 тормозят поток, генерируется сила инерции, сжимающая газовый поток до статического давления в сечении В(К)-В(К). температура и давление заторможенного газового потока в зоне 7-В(К) увеличиваются, осевая относительная скорость и объем газового потока, наоборот, уменьшаются, что отражено в кинематическом анализе (рис. 1, б) и на термодинамическом цикле ПВРД в координатах P-V, T-S, рис. 2, зона 7-В(К).

После сечения В(К)-В(К) газовый поток, сжатый до статического давления  $P_{В(К)}^*$ , поступает в камеру сгорания, зона В(К)-Г, и далее в реактивное сопло Лавалья, зона Г-С. Построение графиков термодинамического цикла ПВРД в координатах P-V, T-S в этих зонах известно и приводится на рис. 2.

При разработке термодинамического цикла ПВРД в координатах T-S необходимо учитывать, что энтропия,  $S$ , любого физического процесса, имеющего место при работе ВРД, включая ПВРД, всегда имеет тенденцию к увеличению, рис. 2.

## 5. Обсуждение результатов разработки принципиально нового термодинамического цикла ПВРД в координатах P-V, T-S

Анализ разработанных «Единой теорией движителей на непрерывных потоках» графиков термодинамического цикла ПВРД в координатах P-V, T-S (рис. 2) показывает, что эти графики в корне отличаются, кроме зон В(К)-Г-С, от аналогичных, представленных в [1, рис. 1.5], которые выполнены с нарушением Законов механики истечения жидкостей и газов и не отражают реальных физических процессов, имеющих место при работе ПВРД. Например, точка В на графиках термодинамических циклов любых ВРД, включая ПВРД, никогда не может быть расположена выше точки  $(H, P_n^*)$ . Точка В на правильно построенных графиках термодинамического цикла ПВРД в координатах P-V, T-S и других термодинамических циклах [2] всегда, на любых режимах работы и скоростях полета, располагается ниже и правее точки  $(H, P_n^*)$ , рис. 2. Это означает, что в выходном сечении В-В воздухозаборника любого ВРД, включая ПВРД, при работе на любых режимах работы и скоростях полета, статическое давление и температура газового потока уменьшаются по сравнению с сечением Н-Н или  $(H, P_n^*)$ -Н,  $P_n^*$  невозмущенного потока, а не наоборот, как это ошибочно принято в современной теории ВРД. Правильное понимание характера изменения давления

и температуры заторможенного газового потока от сечения  $(H, P_n^*)$ -Н,  $P_n^*$  до сечения В-В, наряду с правильным пониманием характера распределения внешней работы турбины (двигателя) по зонам контрольного контура, с правильным пониманием процесса генерирования тяги ВРД, теоретических и физических основ процесса сжатия газового потока до максимальной степени повышения давления  $P_k^*$  в компрессорах ВРД только инерционными силами, полностью меняет техническое мышление авиаспециалистов в пользу «Единой теории движителей на непрерывных потоках», что позволяет наметить реальные пути технического прогресса в области авиадвигателестроения, позволяющие при одном и том же расходе топлива увеличить тягу в 4...7 раз, применяя  $P_k^* = 70...90$ , при одновременном уменьшении радиальных размеров и децибельной характеристики.

Анализ формул тяги и полетного (тягового) КПД (2), (3) показывает, что основным направлением технического прогресса в области авиадвигателестроения высокоэффективных ПВРД является увеличение  $P_T^* F_T$  и уменьшение  $P_C F_C$ , что и будет являться перспективой дальнейших разработок.

## 6. Выводы

В результате проведенных исследований:

1. Дано правильное описание работы ПВРД с учетом генерирования при  $V_n > 0$  в зоне Н-d контрольного контура Н-Н<sub>1</sub> (рис. 1) параболоидной зоны заторможенного потока.

2. На основе результатов, полученных в предыдущем пункте, разработан правильный термодинамический цикл ПВРД в координатах P-V, T-S, полностью отвечающий требованиям всех законов механики истечения жидкостей и газов, которые гласят, что движение газового потока во внутрь двигателя возможно только при наличии положительного (по потоку) градиента статических давлений, даже при наличии отрицательного (против потока) градиента статических давлений в зоне 7-В(К). Это достигается тем, что статическое давление по периферии параболоидной зоны заторможенного потока,  $P_n^*$ , является максимальным в зоне Н-В(К). Поэтому на графиках термодинамического цикла любых ВРД в координатах P-V, T-S точка В всегда расположена ниже и правее точки  $(H, P_n^*)$ , рис. 2.

## Литература

- Шляхтенко, С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст]: учеб. для вузов / С. М. Шляхтенко и др.; под ред. С. М. Шляхтенко. — М.: Машиностроение, 1987. — 568 с.
- Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей на непрерывных потоках [Текст]: моногр. / Б. Ш. Мамедов; Запорожский национальный технический университет. — Х.: Технологический центр, 2013. — 296 с.
- Мамедов, Б. Ш. Сравнительный анализ расчета тяги и полетного (тягового) КПД турбореактивных двухконтурных двигателей по современной теории воздушно-реактивных двигателей и Единой теории движителей на непрерывных потоках [текст]: сб. науч. тр. / Б. Ш. Мамедов, П. К. Штанько // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. — 2015. — № 24(312). — С. 63-69.
- Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів [Текст]: Патент 46407, Україна, МПК F04D 27/00, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00 / Мамедов Б. Ш. — № u200905152; заявл. 25.05.2009; опубл. 25.12.2009, Бюл. № 24. — 26 с.

5. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко. — М.: Машиностроение, 1983. — 223 с.
6. Казакевич, В. В. Автоколебания (помпаж) в компрессорах [Текст] / В. В. Казакевич. — М.: Машиностроение, 1974. — 264 с.
7. Мамедов, Б. Ш. единая теория движителей. Причины генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете в условиях жаркого климата [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Авиационно-космическая техника и технология. — 2014. — № 9(116). — С. 56–62.
8. Горлов, В. Гражданская авиация России [Текст] / В. Горлов. — М.: Военный парад, 2004. — 336 с.
9. Мамедов, Б. Ш. единая теория движителей. новое назначение и принцип работы «нулевой» ступени компрессора низкого давления [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Авиационно-космическая техника и технология. — 2014. — № 8(115). — С. 55–60.
10. Шульгин, В. А. Двухконтурные турбореактивные двигатели малолетных самолетов [Текст] / В. А. Шульгин, С. Я. Гайсинский. — М.: Машиностроение, 1984. — 212 с.
11. Карпов, Я. С. Основы аэрокосмической техники [Текст]: учеб. для вузов / Я. С. Карпов, Б. А. Панасенко, А. И. Рыженко. — Х.: ХАИ, 2007. — 656 с.
12. Стечкин, Б. С. Избранные труды. Теория тепловых двигателей [Текст]: учеб. для вузов / Б. С. Стечкин. — М.: Наука, 1977. — 410 с.
13. Нечаев, Ю. Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей [Текст]: учеб. для вузов / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров. — М.: Машиностроение, 1977. — Ч. 1. — 311 с.
14. Micheli, M. Compressor Design From Specification to Validation: Application of a Fast and Reliable Process [Text] / M. Micheli, W. Kappis, G. Guidati, M. Felderhoff // Volume 7: Turbomachinery, Parts A and B. — 2009. — Paper № GT2009-59217. — P. 365–372. doi:10.1115/gt2009-59217
15. Terauchi, K. Redesign of an 11-Stage Axial Compressor for Industrial Gas Turbine [Text] / K. Terauchi, D. Kariya, S. Maeda, K. Yoshiura // Volume 6: Turbo Expo 2005, Parts A and B. — 2005. — Paper № GT2005-68689. — P. 261–267. doi:10.1115/gt2005-68689

#### РОЗРОБКА ТЕРМОДИНАМІЧНОГО ЦИКЛУ ПРЯМОТІСНИХ ПОВІТРЯ-РЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ У КООРДИНАТАХ P-V, T-S

У роботі показано, що термодинамічний цикл прямиотісних повітря-реактивних двигунів (ППРД) у координатах P-V, T-S, представлений у сучасній теорії повітря-реактивних двигунів (ПРД), виконано з порушенням законів механіки течій рідин та газів, оскільки у зоні Н-В має місце від'ємний (проти потоку) градієнт статичних тисків газового потоку, що розриває струю і унеможливує надходження газового потоку всередину двигуна.

**Ключові слова:** параболоїдна зона загальмованого потоку, кінематичний аналіз.

*Мамедов Борис Шамшадович, кандидат технічних наук, доцент, кафедра начертальної геометрії, інженерної та комп'ютерної графіки, Запорізький національний технічний університет, Україна.*

*Лютова Ольга Валеріївна, кандидат технічних наук, доцент, кафедра начертальної геометрії, інженерної та комп'ютерної графіки, Запорізький національний технічний університет, Україна.*

*Бовкун Светлана Анатоліївна, старший преподаватель, кафедра начертальної геометрії, інженерної та комп'ютерної графіки, Запорізький національний технічний університет, Україна.*

*Скоробогатая Маріанна Васильєвна, старший преподаватель, кафедра начертальної геометрії, інженерної та комп'ютерної графіки, Запорізький національний технічний університет, Україна.*

*Корнієнко Елена Борисовна, преподаватель, кафедра начертальної геометрії, інженерної та комп'ютерної графіки, Запорізький національний технічний університет, Україна.*

*Харченко Дмитрій Іванович, преподаватель, кафедра начертальної геометрії, інженерної та комп'ютерної графіки, Запорізький національний технічний університет, Україна.*

*Мамедов Борис Шамшадович, кандидат технічних наук, доцент, кафедра нарисної геометрії, інженерної та комп'ютерної графіки, Запорізький національний технічний університет, Україна.*

*Лютова Ольга Валеріївна, кандидат технічних наук, доцент, кафедра нарисної геометрії, інженерної та комп'ютерної графіки, Запорізький національний технічний університет, Україна.*

*Бовкун Светлана Анатоліївна, старший викладач, кафедра нарисної геометрії, інженерної та комп'ютерної графіки, Запорізький національний технічний університет, Україна.*

*Скоробогатов Маріанна Василівна, старший викладач, кафедра нарисної геометрії, інженерної та комп'ютерної графіки, Запорізький національний технічний університет, Україна.*

*Корнієнко Олена Борисівна, викладач, кафедра нарисної геометрії, інженерної та комп'ютерної графіки, Запорізький національний технічний університет, Україна.*

*Харченко Дмитро Іванович, викладач, кафедра нарисної геометрії, інженерної та комп'ютерної графіки, Запорізький національний технічний університет, Україна.*

*Mamedov Borys, Zaporizhzhya National Technical University, Ukraine.*

*Liutova Olga, Zaporizhzhya National Technical University, Ukraine.*

*Bovkun Sveta, Zaporizhzhya National Technical University, Ukraine.*

*Skorobogataya Marianna, Zaporizhzhya National Technical University, Ukraine.*

*Kornienko Elena, Zaporizhzhya National Technical University, Ukraine.*

*Harchenko Dmitriy, Zaporizhzhya National Technical University, Ukraine.*