

УДК 629.7.036.001

Б. Ш. МАМЕДОВ

Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина

ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ. НОВОЕ НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИНЦИП РАБОТЫ "НУЛЕВОЙ" СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей, в которой все ее фундаментальные основы - термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теорема о подъемной силе продуваемого профиля, являются ошибочными, что приводит к неточному или ошибочному описанию и пониманию различных физических процессов, имеющих место при работе турбореактивных двигателей, в частности, ошибочно описывается назначение и принцип работы "нулевой" ступени компрессора низкого давления, что приводит к неточному проектированию турбореактивных двигателей.

Ключевые слова: заторможенный поток, кинематический анализ, "нулевая" ступень компрессора.

Введение

Современная теория воздушно-реактивных двигателей, например, [1], делится на две части – теоретическую и экспериментальную, которые существуют автономно друг от друга. Такое деление стало возможным благодаря тому, что все, без исключения, фундаментальные основы современной теории ошибочны. К ошибочным фундаментальным основам современной теории воздушно-реактивных двигателей относятся:

1. Термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, [2, 3].
2. Формула тяги, [4].
3. Формула полетного (тягового) КПД, [4].
4. Теорема о подъемной силе продуваемого профиля, [5, 6].
5. Неправильное понимание и применение уравнения Эйлера, [2, 4 – 6].

Основной ошибкой термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S является то, что точка В никогда, ни при каких режимах работы при $V_{п} \geq 0$, не может быть расположена выше точки Н, на правильном термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S точка В всегда располагается ниже и правее точки Н, [2, 3]. Расположение точки В выше точки Н, как это принято в современной теории воздушно-реактивных двигателей, [1, с. 16-17, рис. 1.1, рис. 1.2, рис. 1.3 и др.], заставляет конструкторов считать, что сразу после растормаживания колес на ВПП при движении самолета с нарастающей скоростью $V_{п}$ в выходном сечении В-В воздухозаборника увеличиваются давление $P_{в}^*$ и температура $T_{в}^*$ за-

торможенного потока. Это ошибочное мнение, поскольку известно, что при правильно разработанном термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, [2, 3], и давление и температура входящего газового потока (воздуха) в выходном сечении воздухозаборника В-В до $0,6 M_{п}$ уменьшаются, при $0,6 M_{п}$ стабилизируются и при дальнейшем увеличении $M_{п}$ начинают расти, а говорить об увеличении статического давления $P_{в}^*$ и температуры $T_{в}^*$ выше $P_{п}$ и $0^{\circ}C$ соответственно можно только при скорости полета более (1,2-1,4) $M_{п}$, где $M_{п}$ – условное обозначение скорости звука в воздухе.

Таким образом, ошибочный термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, принятый современной теорией воздушно-реактивных двигателей, формирует целую цепь других ошибочных мнений, среди которых отметим объяснение неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете, полете, посадке, [1, с. 114], цитируем: "...Уменьшение $n_{пр}$ будет идти за счет роста $T_{в}^*$, например, в связи с увеличением скорости полета. Это приведет к снижению $P_{к}^*$, 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 $C_{а}$ на входе в компрессор уменьшается, и растут углы атаки i на первых ступенях компрессора. При существенном увеличении углов атаки наступает отрыв потока со спинки лопатки рабочего колеса, а это вызывает помпаж компрессора..."

Согласно данного описания центральным звеном генерирования неустойчивой работы турбореактивного двигателя является рост T_B^* , особенно при повышенных температурах окружающей среды, поэтому с целью расширения возможностей работы турбореактивного двигателя при повышенных температурах окружающей среды конструктора вводят "нулевую" ступень компрессора низкого давления, которая не сжимает поток, а наоборот, вакуумирует его, [7, с. 116]. Вакуумирование (разрежение) – это эндотермический процесс, который всегда сопровождается поглощением тепла, т.е. понижением температуры газового потока. С позиции единой теории движителей на непрерывных потоках введение "нулевой" ступени компрессора низкого давления является абсолютно правильным действием, поскольку позволило частично повысить газодинамическую устойчивость работы турбореактивного двигателя и частично снизить децибельную характеристику. Таким образом, согласно современной теории воздушно-реактивных двигателей назначение "нулевой" ступени компрессора низкого давления – это снижение температуры газового потока в зоне сечения В-В воздухозаборника, принцип работы – это организация процесса вакуумирования (разрежения) между первыми двумя рабочими колесами компрессора низкого давления.

С позиции единой теории движителей на непрерывных потоках такое видение назначения и принципа работы "нулевой" ступени компрессора низкого давления является ошибочным, что приводит к неточному проектированию турбореактивных двигателей.

1. Постановка цели (задания)

Исходя из вышеизложенного, уже разработанная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием):

Показать и доказать, что новым назначением "нулевой" ступени компрессора низкого давления, с целью повышения безопасности взлета, полета, посадки при любых климатических условиях путем максимального повышения газодинамической устойчивости работы турбореактивных двигателей с одновременным снижением децибельной характеристики и повышением тяги турбореактивных двигателей, является полное устранение кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В воздухозаборника путем замены в зоне Н-В закона движения частиц газового потока с нарастающим ускорением, что имеет место в современных турбореактивных двигателях, на синусоидальный закон движения частиц газового потока, обеспечивающий

нулевое ускорение газового потока в сечении В-В турбореактивного двигателя, а значит безударный вход газового потока во входные кромки лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления, сжимающего газовый поток, рис. 1, что позволяет максимально повысить газодинамическую устойчивость работы, максимально снизить децибельную характеристику на входе в двигатель, увеличить C_a до 290-300 м/с, P_K^* , $P_{ГГ}^*$, тягу турбореактивных двигателей при взлете, полете, посадке.

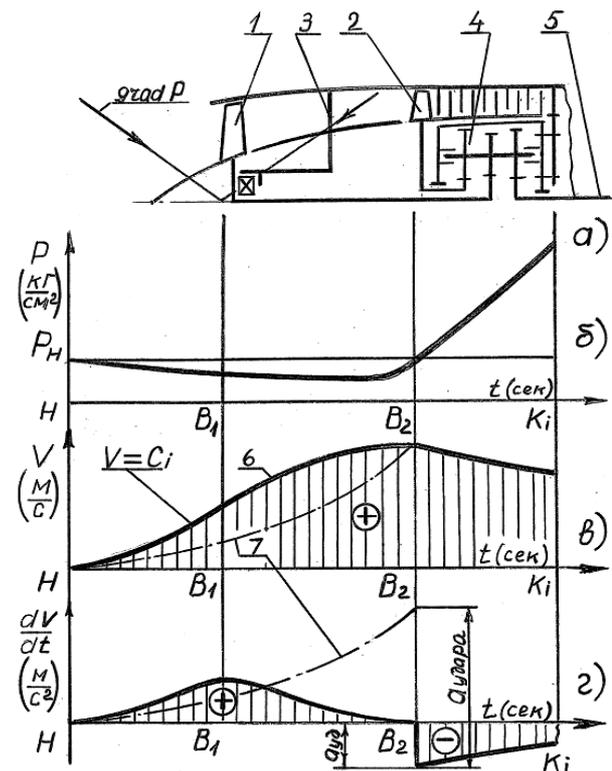


Рис. 1. Способ повышения газодинамической устойчивости работы, P_K^* , тяги ТРД, снижения децибельной характеристики по пат. 46407, Украина: 1 – вращающийся направляющий аппарат; 2 – второе рабочее колесо; 3 – корпус; 4 – цилиндрический редуктор; 5 – приводной вал; 6 – синусоидальный характер изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н-В₂; 7 – характер изменения осевых скоростей и ускорений газового потока в существующих турбореактивных двигателях

2. Недостатки конструкции современных турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) на основе применения "нулевой" ступени компрессора низкого давления

Недостатки конструкции современных ТРДД на основе применения "нулевой" ступени компрес-

сора низкого давления, например, для ТРДД Д436-ТП, проектирование ЗМКБ "Прогресс", рассматривается впервые.

Любые недостатки конструкции современных турбореактивных двигателей, включая ТРДД, ТРДФ и др., связаны с полным отсутствием правильной теории воздушно-реактивных двигателей, поскольку, как указывалось выше, все, без исключения, фундаментальные основы этой теории ошибочны.

В двигателе Д436-ТП "нулевая" ступень компрессора низкого давления выполнена только по первому контуру между входными кромками лопаток вентилятора и входными кромками лопаток подпорной ступени, [8, с. 7, рис. 4]. Такое проектирование генерирует следующие конструктивные недостатки:

1. Очень мало расстояние между входными кромками лопаток вентилятора и входными кромками лопаток подпорной ступени, при этом входные кромки лопаток вентилятора расположены правильно, в сечении V_1-V_1 , рис. 1, которое является точкой перегиба синусоиды, точкой экстремума по ускорению газового потока.

Входные кромки лопаток подпорной ступени расположены не на вершине синусоиды, рис. 1, сечение V_2-V_2 , а ближе к сечению V_1-V_1 , что позволяет только на 10-15% устранить кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В-В турбореактивных двигателей, [4], и на столько же снизить децибельную характеристику. Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках входные кромки лопаток подпорной ступени должны располагаться на вершине синусоиды, сечение V_2-V_2 , рис. 1, при этом расстояние между сечениями V_1-V_1 и V_2-V_2 должно находиться в пределах 300-500 мм, в зависимости от размеров двигателя, что дает почти 100%-ное устранение кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В ТРДД и такое же снижение децибельной характеристики.

2. Расположение лопаток вентилятора и подпорной ступени на одном роторе, вращающимся с постоянным числом оборотов, не дает возможности получить осевую скорость на входе во второе рабочее колесо (РК), равной 290-300 м/с, например, рис. 2, не дает возможности существенно повысить Π_k^* , поскольку осевая скорость на входе в первое РК (вентиляторное колесо) регламентируется коэффициентом расхода ступени, равным 0,5, а осевая скорость газового потока на входе во второе РК (подпорная ступень) регламентируется коэффициентом расхода ступени, равным 0,7, что очень незначительно увеличивает гидравлический угол β_1 и осевую скорость газового потока на входе в лопатки второго (подпорного) РК.

При этом необходимо отметить, что согласно единой теории движителей на непрерывных потоках одним из направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения является увеличение C_a до 290-300 м/с, что становится возможным только после полного устранения кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении V_2-V_2 , рис. 1, г, что дает возможность существенно увеличить Π_k^* , тягу ТРДД.

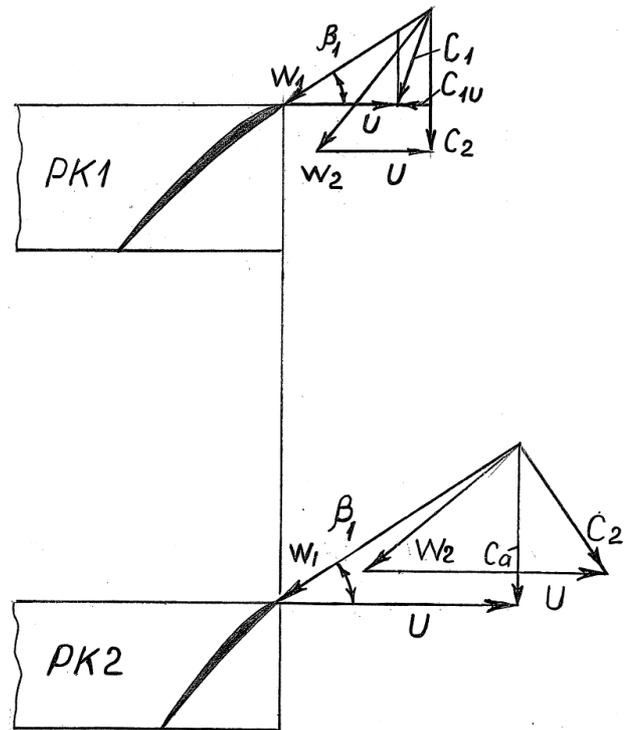


Рис. 2. План скоростей газового потока на лопатках 1 и 2 рабочего колеса по пат.46407, Украина

Поэтому "нулевую" ступень компрессора низкого давления необходимо рассматривать как прямой путь к реализации следующих направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения:

2.1. Повысить газодинамическую устойчивость работы турбореактивного двигателя, а значит, повысить безопасность полетов, путем полного устранения кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В ТРД, [4].

2.2. Снизить децибельную характеристику ТРД.

2.3. Повысить Π_k^* , тягу ТРД за счет увеличения C_a до 290-300 м/с.

К сожалению, "нулевая" ступень компрессора низкого давления в том виде, в котором она применяется конструкторами в современных ТРДД полностью не реализует вышеуказанные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения.

3. Непонимание конструкторами правильного назначения и принципа работы "нулевой" ступени компрессора низкого давления привело к тому, что второй контур двигателя Д436-ТП работает по старинке – с наличием кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, что существенно снижает его газодинамическую устойчивость работы.

Таким образом, третьим конструктивным недостатком двигателя Д436-ТП является полное отсутствие "нулевой" ступени компрессора низкого давления по второму контуру, [9].

3. Новое назначение и принцип работы "нулевой" ступени компрессора низкого давления согласно патентов [9, 10] и др.

Из курса "Патентоведение" следует, что если известное устройство применяется по новому назначению, то это считается изобретением, [9, 10] и др.

Новое назначение известного устройства "нулевой" ступени компрессора низкого давления отражено в поставленной цели (задании), принцип работы отражен в патентах [9, 10] и др., приведем его краткое описание.

На рисунке 1, а представлено:

- рис.1, а – устройство для реализации "Способу підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів" согласно патента [10], которое включает 1 – первое рабочее колесо, которое не сжимает газовый поток, а служит только вращающимся направляющим аппаратом с заданным законом вращения (оборотами), 2 – второе рабочее колесо, которое сжимает газовый поток, служит началом компрессора низкого давления, 3 – корпус, 4 – цилиндрический редуктор, 5 – приводной вал, 6 – синусоидальный характер изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н-В₂, обеспечивающий нулевое ускорение (безударный вход) газового потока на входных кромках лопаток второго по ходу потока рабочего колеса 2, 7 – характер изменения осевых скоростей и ускорений газового потока в зоне Н-В₂ при условии отсутствия рабочего колеса 1, как это принято в современных турбореактивных двигателях с наличием кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В;

- рис. 1, б – характер изменения статических давлений газового потока в зоне Н-К₁ турбореактивного двигателя на любом режиме работы при $V_{п} = 0$, продолжение компрессора до выходного сечения К-К условно не показано;

- рис. 1, в – характер изменения осевых скоро-

стей газового потока в зоне Н-В₂ на любом режиме работы при $V_{п} \geq 0$;

- рис. 1, г – характер изменения осевых ускорений газового потока в зоне Н-В₂ на любом режиме работы при $V_{п} \geq 0$.

На рисунке 2 представлен план скоростей на лопатках первого рабочего колеса (РК1), которое не сжимает газовый поток, а служит только вращающимся направляющим аппаратом, и на лопатках второго рабочего колеса (РК2), которое сжимает газовый поток и является началом компрессора низкого давления.

При вращении приводного вала 5 цилиндрический редуктор 4 выдает рабочим колесам 1, 2 различные обороты, которые увеличиваются по ходу потока от рабочего колеса 1 к рабочему колесу 2, рис. 2, обеспечивая, таким образом, производительность второго РК больше производительности первого РК. При этом газовый поток (воздух) инжектируется (всасывается) через промежутки между лопатками первого РК, обеспечивая на его лопатках увеличение w_1 и w_2 , рис. 2. Увеличение w_1 при постоянной окружной скорости РК1 приводит к закрутке газового потока, C_{1u} , рис. 2, противоположно направлению вращения РК1, РК2, при этом максимальное вращение инжектируемого газового потока в зоне Н-В₁ совпадает с сечением В₁-В₁, в котором под действием центробежных сил генерируется дополнительный максимальный градиент статических давлений, направленных к центру сечения В₁-В₁. Этот градиент статических давлений от центробежных сил, $grad P$, рис. 1, а, стягивает газовый поток в жгут до и после сечения В₁-В₁, при этом в зоне Н-В₁ этот градиент способствует дополнительному ускорению закрученного газового потока, а в зоне В₁-В₂ способствует торможению раскрученного до осевого направления газового потока, генерируя при этом синусоидальный характер изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н-В₂, что, в свою очередь, обеспечивает полное устранение кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В ТРДД, [4], что открывает все возможности для реализации трех направлений технического прогресса, описанных выше.

4. Общие выводы.

Перспективы дальнейших разработок

Современная теория воздушно-реактивных двигателей из-за полностью ошибочных фундаментальных основ не может дать правильных направлений технического прогресса в области авиадвигательного строительства, задержав это прогресс более чем на 80 лет.

Да, самолеты летают, но двигатели, которые стоят на крыле, имеют огромное количество конструктивных ошибок, о которых конструктора даже не догадываются, считая, что двигатели спроектированы на апофеозе конструкторской мысли.

С позиции единой теории движителей на непрерывных потоках никакого "апофеоза" не существует, в любом ТРД, созданном конструкторами, существует как минимум семь конструктивных ошибок, полное устранение которых позволило бы любому КБ стать законодателем авиационной моды Мира и завоевать Мировой авиационный рынок.

Воздушно-реактивные двигатели в настоящее время проектируются только по наработкам экспериментальной части, которой зачастую требуются десятилетия, чтобы выйти на правильное понимание того или иного физического процесса, имеющего место при работе турбореактивного двигателя, а выйти на правильные направления технического прогресса экспериментальной части потребуются столетия. Именно в таком положении находится современная теория воздушно-реактивных двигателей, в которой полностью отсутствует теоретическая часть, поскольку иметь "нулевую" ступень компрессора низкого давления и не видеть в ней трех направлений технического прогресса возможно только при нулевой теории.

Проектирование любого ВРД должно начинаться с правильной теории, с правильного термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, с правильной формулы тяги ТРД, с правильной формулы полетного (тягового) КПД, с правильной теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, что соответствует единой теории движителей на непрерывных потоках, как самой передовой и прогрессивной теории воздушно-реактивных двигателей, поэтому очередная статья будет касаться влияния скорости полета $V_{п}$ на газодинамические характеристики двигателя при $V_{п} \leq C_{к}$.

Литература

1. 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.
2. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Разработка термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – № 2/7(62). – С. 29-34.
3. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Разработка термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Тез. докл. 18 Междунар. конгресса двигателестроителей (14-19 сентября 2013). – X., 2013. – С. 90.
4. 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. – 2011. – № 4/7(52). – С. 15-20.
5. 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 нац. техн. ун-ту "ХПІ" : зб. наук. пр. – Вип. 33. – X., 2011. – С. 146-153.
6. Мамедов, Б. Ш. Глава 7. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник нац. техн. ун-ту "ХПІ" : зб. наук. пр. – Вип. 44. – X., 2012. – С. 11-20.
7. Гражданская авиация России [Текст]. – М. : Военный парад, 2004. – 336 с.
8. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] : учеб. для вузов / П. К. Казанджан, Н.Д. Тихонов, А.К. Янко. – М. : Машиностроение, 1983. – 223 с.
9. Пат. 66619, Україна, МПК F02C7/04, F 2D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивний дво-контурний двигун [Текст] / Мамедов Б. Ш. ; Заявник та патентовласник Запорізький нац. техн. ун-т. – № u201107779 ; заявл. 20.06.2011 ; опубл. 10.01.2012, Бюл. № 1. – 12 с.
10. Пат. 46407, Україна, МПК F04D 27/00, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів [Текст] / Мамедов Б. Ш. ; Заявник та патентовласник Запорізький нац. техн. ун-т. – № U200905152 ; заявл. 25.05.2009 ; опубл. 25.12.2009, Бюл. № 24, – 26 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., директор В. В. Лунев, Физико-технический институт запорожского национального технического университета, г. Запорожье.

ЄДИНА ТЕОРІЯ РУШІЇВ. НОВЕ ПРИЗНАЧЕННЯ ТА ПРИНЦИП РОБОТИ "НУЛЬОВОЇ" СТУПЕНІ КОМПРЕСОРА НИЗЬКОГО ТИСКУ ТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ

Б. Ш. Мамедов

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітря-реактивних двигунів, у котрій усі її фундаментальні основи - термодинамічний цикл турбореактивних двигунів у координатах P-V, T-S, формули тяги, польотно-го (тягового) ККД, теорема о підйомній силі профілю, що продувається, являються помилковими, що призводить до неточного або помилкового опису і розумінню різноманітних фізичних процесів, маючих місце при роботі турбореактивних двигунів, натомість, помилково описується призначення та принцип роботи "нульової" ступені компресора низького тиску, що призводить до неточного проектування турбореактивних двигунів.

Ключові слова: загальмований потік, кінематичний аналіз, "нульова" ступень компресора.

THE SINGLE THEORY OF CONTINUOUS FLOW PROPULSION. NEW DESTINATION AND WORK PRINCIPAL OF "ZERO" TURBO-JET COMPRESSOR LOW PRESSURE STEP

B. S. Mamedov

Highlights the shortcomings of modern theory of air-jet engines, in which all her fundamental foundations; thermodynamic cycle of turbo-jet engines in co-ordinate P-V, T-S, formulars of thrust, flying (thrust) efficiency, theorem of the rising force of blowing profile, are mistake. That leads to unaccurate or mistake description and misunderstanding of difference physical processes, which take place while turbo-jet engines working, for example, an appointment and working principal of low pressure compressor "zero" step are mistake described, that leads to unaccurate turbo-jet engines design.

Keywords: brake flow, kinematic analysis, compressor "zero" step.

Мамедов Борис Шамшадович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри "Начертательная геометрия, инженерная и компьютерная графика", Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина, e-mail: www.zntu.edu.ua.