

pads. International Journal of Applied Research in Mechanical Engineering (IJARME), 2 (2), 112–116.

14. Uilkok, U. (1970). Povyshenie dolgovechnosti ustanovok s podshipnikami kachenija blagodarja ispol'zovaniju kombinirovannogo podshipnika. Problemy trenija i smazki: Tr. Amer. o-va inzh.-meh. Moscow: Mir, 3, 34–42.

15. Hlopenko, N. Ja., Sorokina, T. N. (2013). Turbulentnaja neizotermicheskaja smazka stupenchatogo podpjatnika Rjeleja. Problemi tribologii, 4, 40–45.

16. Hlopenko, N. Ja., Sorokina, T. N. (2015). Raznostnye shemy i tochnost' reshenija termogidrodinamicheskikh uravnenij smazki podpjatnika Rjeleja. Problemi tribologii, 2, 101–106.

17. Sorokina, T. N. (2015). Opisanie jeksperimental'noj ustanovki dlja issledovanija gidrostatodinamicheskogo podpjatnika s karmanami Rjeleja. Visnik NTU "HPI". Serija: Mehaniko-tehnologichni sistemi ta kompleksi, 36 (1145), 88–91.

*Рекомендовано до публікації д-р техн. наук, професор Тимошевський Б. Г.  
Дата надходження рукопису 11.02.2016*

**Сорокина Татьяна Николаевна**, аспирант, Национальный университет кораблестроения, пр. Героев Сталинграда, 9, г. Николаев, Украина, 54025  
E-mail: tan-sorokina@yandex.ru

УДК 629.7.036.001

DOI: 10.15587/2313-8416.2016.63913

## ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ПРОГРЕССА В ОБЛАСТИ АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ, РАЗРАБОТАННЫЕ «ЕДИНОЙ ТЕОРИЕЙ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ»

© Б. Ш. Мамедов, П. К. Штанько

*Рассматриваются основные направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, разработанные «Единой теорией двигателей на непрерывных потоках». Данные направления связаны с: обеспечением безопасности полетов путем повышения газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей (ВРД); повышением тяги турбореактивных одноконтурных и двухконтурных двигателей (ТРД, ТРДД); снижением радиальных размеров и децибельной характеристики на входе и выходе из ВРД; увеличением высоты лопаток последних рабочих колес компрессора высокого давления; введением закона регулирования ВРД по максимальной тяге с целью повышения полетного (тягового) КПД*

**Ключевые слова:** газодинамическая устойчивость работы, тяга, закон регулирования

*The main technical progress directions in air-jet engine design branch, which are worked out by the “Single theory of continuous flow propulsions” are highlighted. They are connected with providing the fly security by air-jet engines gas-dynamic work steady increasing with full elimination zone of rigid (spring) stroke in the cross section B-B of the air-jet engines, with bypass turbojet engine’s thrust increasing with simultaneously fuel consumption lowering, with inlet and outlet decibel characteristic and radial dementias lowering, with high pressure compressor’s last working wheels blades increasing, with regulating law air-jet engine’s introduction to provide maximum thrust with the purpose of flying (thrust) efficiency increasing*

**Keywords:** gas-dynamic work steady, thrust, regulation law

### 1. Введение

Технический прогресс в области авиадвигателестроения полностью зависит от правильной теории ВРД. Кризис современной теории ВРД [1] основывается на том, что все, без исключения, фундаментальные основы этой теории ошибочны. К ошибочным фундаментальным основам современной теории ВРД относятся:

1. Термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, [2].

2. Формула тяги и полетного (тягового) КПД ТРД, [2].

3. Теорема о подъемной силе продуваемого профиля, [2].

4. Неправильное понимание и применение уравнения Эйлера, [2].

Все это привело к:

– ошибочному описанию принципа работы, физических процессов сжатия газового потока в КНД, КСД, КВД;

– непониманию теоретических и физических основ процесса заглохания ТРД при взлете, полете, посадке [3];

– ошибочному проектированию ТРД, особенно ТРДД [4];

– отсутствию правильных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения при  $T_z^* = const$ , где  $T_z^*$  – температура заторможено-

го газового потока на входе в первый сопловой аппарат турбины.

## 2. Постановка пробела и литературный обзор

Поэтому современные ВРД, например, ТРДД Д-436ТП, имеют следующие конструктивные недостатки:

1. Низкая безопасность полетов, что связано с низкой газодинамической устойчивостью работы современных ВРД.

2. Низкая тяга и полетный (тяговый) КПД ВРД, особенно ТРДД, связанные с полным отсутствием правильных формул тяги и полетного (тягового) КПД, приведших к ошибочному проектированию второго контура ТРДД.

3. Высокая децибелльная характеристика на входе в двигатель, связанная с наличием кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В ВРД, [2], что снижает безопасность полетов и ухудшает экологию окружающей среды.

4. Наличие кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В ВРД, что задерживает технический прогресс в области авиадвигателестроения, т. к. не позволяет повысить  $C_a$  выше 180–220 м/с, а значит, не позволяет повысить  $P_k^*$ ,  $P_2^*F_2^*$ , тягу ВРД,  $\eta_n$ .

5. Низкая высота лопаток последних рабочих колес компрессора высокого давления (КВД), что снижает газодинамическую устойчивость работы ВРД,  $P_k^*$ ,  $P_2^*F_2^*$ , тягу ВРД,  $\eta_n$ , безопасность полетов.

6. Высокий расход топлива, особенно в ТРДД, у которых второй контур спроектирован ошибочно, что существенно снижает экологию окружающей среды,  $P_k^*$ ,  $P_2^*F_2^*$ , тягу ВРД,  $\eta_n$ .

7. Полное отсутствие регулирования ВРД по максимальной тяге на любом режиме работы путем регулирования  $P_cF_c$ , что дополнительно увеличивает расход топлива, снижает тягу ВРД,  $\eta_n$ , увеличивает децибелльную характеристику.

8. Высокая децибелльная характеристика в выходном сечении реактивного сопла ВРД, связанная с генерированием открытых отрывных зон по внутренней поверхности реактивного сопла в зоне выходного сечения, что дополнительно снижает тягу,  $\eta_n$  ВРД за счет генерирования отрицательной тяги, снижающей общую тягу ВРД. Снизить децибелльную характеристику, т. е. закрыть открытые отрывные зоны при одновременном увеличении тяги ВРД, можно только одним путем – введением регулирующих створок, обеспечивающих закон регулирования ВРД по максимальной тяге с одновременным снижением децибелльной характеристики на любых режимах работы путем регулирования  $P_cF_c$ , [5].

9. Большие радиальные размеры ТРДД, что обусловлено ошибочным проектированием второго контура.

Поэтому, перед уже разработанной «Единой теорией движителей на непрерывных потоках» стояла проблема (цель задания): применяя единую концепцию проектирования воздушно-реактивных двигателей, разработать такую конструкцию турбореактивного двухконтурного двигателя, которая была бы лишена всех девяти вышеперечисленных конструктивных недостатков современных воздушно-реактивных двигателей и соответствовала бы требованиям реальных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения и экспериментальной части современной теории воздушно-реактивных двигателей.

## 3. Турбореактивный двухконтурный двигатель, разработанный согласно требований «Единой теории движителей на непрерывных потоках»

Все девять вышеперечисленных недостатков, касающихся, например, ТРДД Д-436ТП, являются одновременно направлениями технического прогресса в области авиадвигателестроения, разработанными «Единой теорией движителей на непрерывных потоках». С учетом требований всех девяти реальных направлений технического прогресса кинематическая схема и термодинамический цикл турбореактивного двухконтурного двигателя в координатах Р-V, Т-S, согласно «Единой теории движителей на непрерывных потоках», имеют вид, представленный на рис. 1. Отличительной особенностью термодинамического цикла любых ВРД, включая рассматриваемый ТРДД, в координатах Р-V, Т-S, является то, что точка В никогда не может лежать выше точки Н, как это принято в современной теории ВРД. Точка В всегда расположена ниже и правее точки Н [2].

На рис. 1. изображен принципиально новый ТРДД, включающий корпус 1, в котором располагают «нулевую» ступень 2, 3 компрессора низкого давления (КНД) 4 по новому назначению [3]. Рабочее колесо 2 не сжимает газовый поток, а служит только направляющим вращающимся аппаратом, а рабочее колесо 3 является началом КНД 4. Рабочие колеса 2, 3 через редуктор 5 связаны с турбиной 6. Компрессор среднего давления (КСД) 7 связан со вторым рабочим колесом турбины 8, компрессор высокого давления (КВД) 9 связан с первым рабочим колесом турбины 10, за выходным сечением К-К КВД 9. Перед камерой сгорания 11 располагают регулируемый разделитель 12, связанный с цилиндрами 13, изменяющими расход газового потока через второй контур 14, в котором располагают форсажные форсунки 15 и регулирующие створки 16.

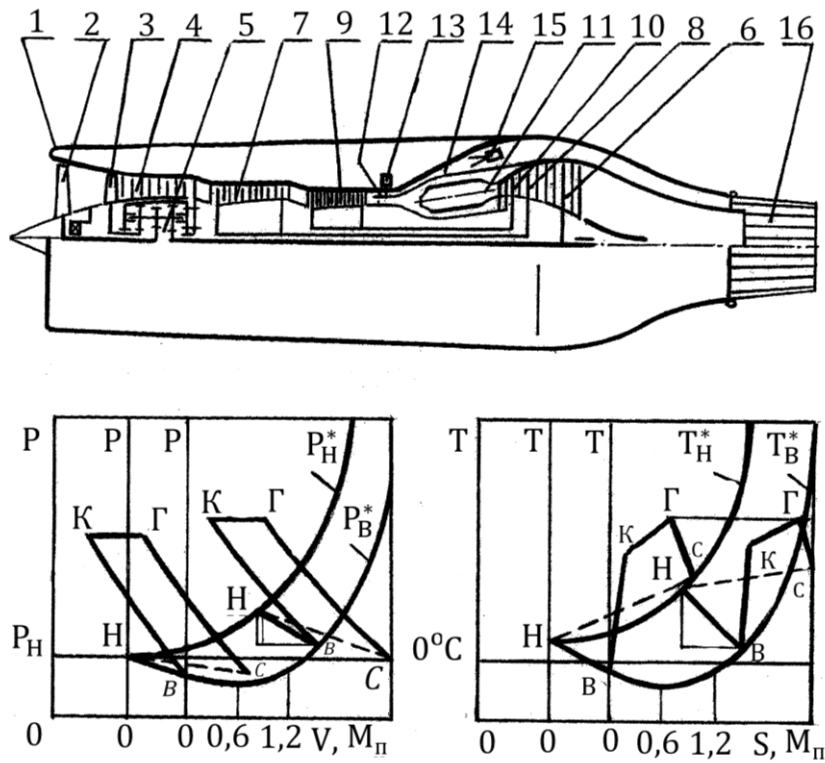


Рис. 1. Схема и термодинамический цикл турбореактивного двухконтурного двигателя в координатах P-V, T-S при  $V_n \geq 0$

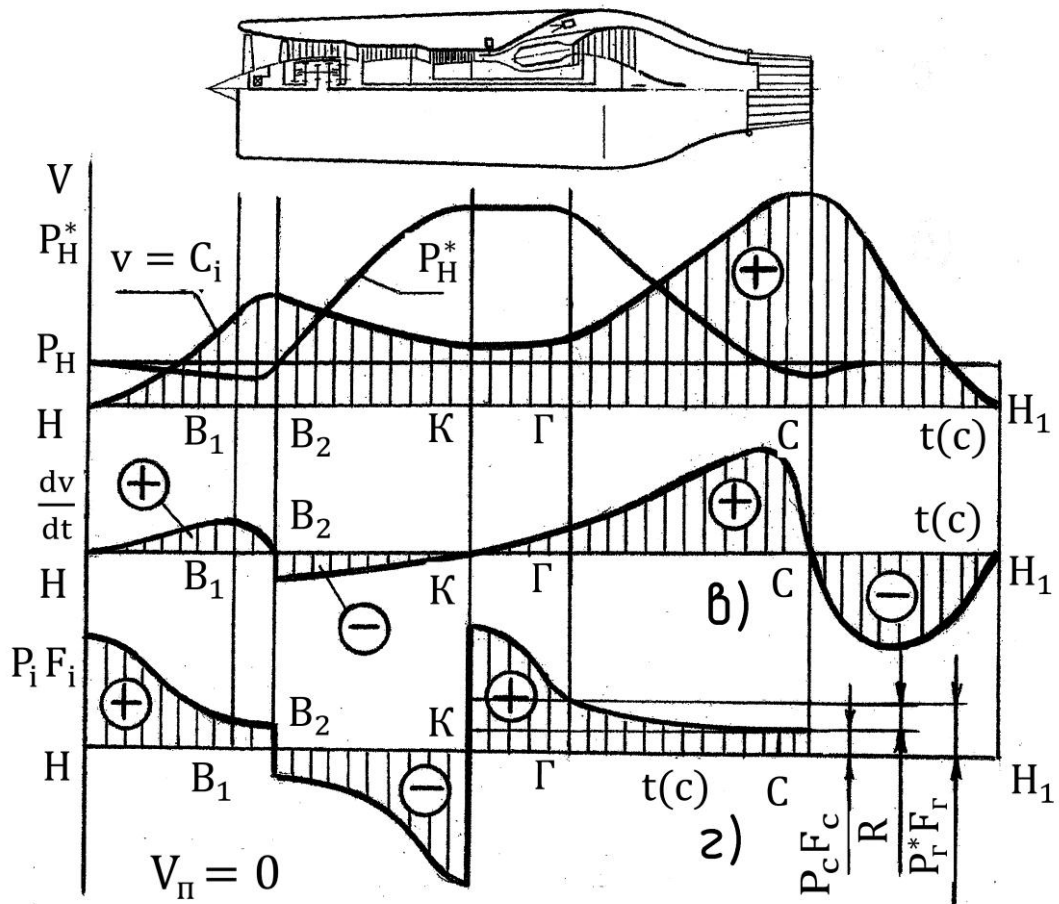


Рис. 2. Кинематический анализ газодинамических характеристик потока турбореактивного двухконтурного двигателя

В основу проектирования ТРДД, кинематическая схема которого представлена на рис. 1, заложены фундаментальные формулы тяги и полетного (тягового) КПД, разработанные «Единой теорией движителей на непрерывных потоках» [2], например, при  $V_n = 0$ :

$$R = P_2^* F_2 - P_c F_c = P_2^* F_2 - (P_c F_c)_I - (P_c F_c)_{II}, \quad (1)$$

$$\eta_n = \left[ 1 - \frac{(P_c F_c)_I + (P_c F_c)_{II}}{P_2^* F_2} \right] \times 100 \%, \quad (2)$$

где  $R$  – тяга ТРДД;  $P_2^* F_2$  – первичная движущая сила от изменения статического давления в сечении Г-Г ТРДД;  $P_2^*$ ,  $F_2$  – соответственно статическое давление заторможенного потока и площадь газодинамического тракта в сечении Г-Г ТРДД;  $(P_c F_c)_I$  – сила сопротивления в выходном сечении С-С реактивного сопла первого контура ТРДД;  $P_{cI}$ ,  $F_{cI}$  – соответственно давление и площадь в выходном сечении С-С реактивного сопла первого контура ТРДД;  $(P_c F_c)_{II}$  – сила сопротивления в выходном сечении С-С реактивного сопла второго контура ТРДД;  $P_{cII}$ ,  $F_{cII}$  – соответственно давление и площадь в выходном сечении С-С реактивного сопла второго контура ТРДД;  $\eta_n$  – полетный (тяговый) КПД.

Необходимо сразу отметить, что существующие в современной теории ВРД формулы тяги, не работают. Формула тяги (3) для ТРДД Д-436ТП, например, по первому контуру завышает тягу на 115 %, а по второму контуру завышает тягу на 310 %, а формула полетного (тягового) КПД (4) для второго контура при  $V_n = 700$  км/час (195 м/с) выдает  $\eta_n = 102$  %, что является нереальным, нарушающим Закон сохранения энергии.

$$R = G_2 C_c, \quad (3)$$

и полетного (тягового) КПД,

$$\eta_n = \frac{2}{1 + \frac{C_c}{V_n}} \times 100 \%, \quad (4)$$

где  $R$  – импульс силы тяги;  $G_2$  – секундный массовый расход газового потока через двигатель;  $C_c$  – осевая скорость газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла;  $V_n$  – скорость полета.

### 3. 1. Принцип работы турбореактивного двухконтурного двигателя

На рис. 1 приводится кинематическая схема описываемого ТРДД. На рис. 2, для правильного объяснения принципа работы, приводится контрольный контур Н-Н<sub>1</sub>, в пределах которого рассматривается кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей газового потока, осевых ускорений (вторичных движущих инерционных сил), первичных движущих сил от из-

менения статических давлений газового потока при  $V_n = 0$ .

Контрольный контур Н-Н<sub>1</sub>, рис. 2, включает в себя следующие зоны:

Н – зона невозмущенного потока, начало ускоренного движения частиц газового потока;

Н<sub>1</sub> – зона невозмущенного потока, конец ускоренного движения частиц газового потока;

Н-В<sub>2</sub> – зона ускоренного по синусоидальному закону изменения осевых скоростей газового потока при  $V_n = 0$ , которая в свою очередь состоит из:

Н-В<sub>1</sub> – зона ускорения газового потока;

В<sub>1</sub>-В<sub>2</sub> – зона торможения газового потока;

В<sub>2</sub>-К – зона сжатия газового потока в компрессорах КНД, КСД, КВД;

К-С – зона ускоренного газового потока, или зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга двигателя, [2];

С-Н<sub>1</sub> – зона выходящей струи.

Рабочие колеса 2 и 3 «нулевой» ступени КНД по новому назначению при приводе через редуктор 5, жестко связанный с корпусом 1, от турбины 6 имеют различные обороты, которые увеличиваются по ходу потока. Рабочее колесо 3, которое имеет большие обороты, чем рабочее колесо 2, имеет и больший расход газового потока по сравнению с рабочим колесом 2. Общий расход газового потока через двигатель, регламентируемый рабочим колесом 3, состоит из расчетного расхода по первому и второму контуру, сжимаемым до максимальной  $P_k^*$  в КНД, КСД, КВД, увеличивая при этом высоту лопаток последних рабочих колес КВД в 2,5 раза, что приводит к повышению газодинамической устойчивости работы,  $P_k^*$ ,  $R$ ,  $\eta_n$  ВРД. Рабочее колесо 3 инжектирует (всасывает) газовый поток через промежутки между лопатками рабочего колеса 2, которое в этом случае не сжимает газовый поток, а служит только вращающимся направляющим аппаратом с заданным законом вращения (оборотами) [5–10].

При инжектировании газового потока через рабочее колесо 2 на лопатках последнего увеличиваются относительные скорости  $W_1$  и  $W_2$ . Увеличение  $W_1$  при постоянной окружной скорости рабочего колеса 2 приводит к закрутке газового потока,  $C_{1u}$ . [3], против вращения рабочих колес 2, 3. При закрутке газового потока в зоне Н-В<sub>1</sub> генерируется дополнительный градиент статических давлений от центробежных сил, который стягивает газовый поток в жгут до и после сечения В<sub>1</sub>-В<sub>1</sub>. При этом в зоне Н-В<sub>1</sub> этот дополнительный градиент статических давлений от центробежных сил способствует дополнительному ускорению газового потока. В зоне В<sub>1</sub>-В<sub>2</sub> этот же градиент способствует торможению газового потока [3, 5], обеспечивая синусоидальный характер изменения осевых скоростей газового потока и нулевое ускорение газового потока на входных кромках лопаток рабочего колеса 3, что полностью устраняет кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В-В современных ТРД, [2], повышает газодинамическую устойчивость работы ТРДД, снижает децибельную характеристику на входе в двигатель и

дает возможность увеличивать  $C_a$  неограниченно, поскольку увеличение  $C_a$  означает и увеличение  $P_k^*$ . Это является основным направлением технического прогресса в области авиадвигателестроения, так как потолок сжатия газового потока в зоне В<sub>2</sub>-К (В-К) регламентируется только его кинетической энергией. При этом переход части кинетической энергии, накопленной в зоне Н-В<sub>2</sub>, в потенциальную энергию давления газового потока до максимальной  $P_k^*$  в зоне В<sub>2</sub>-К осуществляется силой инерции, которая генерируется при уменьшении осевой скорости газового потока от ступени к ступени в КНД, КСД, КВД, которые потребляют энергию от турбины только спереди из зоны Н-В<sub>2</sub> без потребления энергии от турбины сзади. Это следует из того, что работа первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в зоне Н-В<sub>2</sub> (заштрихованная зона со знаком «плюс») всегда, согласно Закона сохранения энергии, равна работе первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в зоне В<sub>2</sub>-К, рис. 2, з, заштрихованная зона со знаком «минус».

Таким образом, энергия турбин расходуется только на преодоление части кинетической энергии соответствующих роторов (турбина-вал-компрессор), в которую входит работа по расширению (вакуумированию) газового потока в зоне Н-В<sub>2</sub>. Т. е. работа по генерированию расчетного статического давления, и работа по достижению расчетной осевой скорости  $C_a$  и кинетической энергии газового потока в сечении В<sub>2</sub>-В<sub>2</sub> (В-В).

После сечения К-К газовый поток, сжатый до максимальной  $P_k^*$  в компрессорах КНД 4, КСД 7, КВД 9, регулируемым разделителем 12, положение которого регламентируется цилиндрами 13, подается во второй контур 14. В контуре 14 располагаются форсажные форсунки 15 и регулирующие створки 16 для автоматического обеспечения максимальной тяги ТРДД на любых режимах работы путем изменения  $P_c F_c$  в сечении С-С (рис. 1). Одновременно снижается децибелльная характеристика, поскольку регулирующие створки 16 перекрывают отрывные зоны, которые генерируются внутри реактивных сопел первого и второго контуров. При такой конструкции второго контура 14 уменьшаются радиальные размеры ТРДД, а сила сопротивления второго контура ( $P_c F_c$ )<sub>II</sub> уменьшается с 12350 кГ, для ТРДД Д-436ТП, до 5600 кГ для описываемого ТРДД при одинаковом расходе топлива.

С целью сохранения оборотов и мощности турбины КНД при уменьшенном расходе газового потока (156 кГ/с), вместо 391 кГ/с для ТРДД Д-436ТП, догружаем турбину КНД большей работой по расширению (вакуумированию) газового потока в зоне Н-В<sub>2</sub>, исходя из равенства кинетических энергий для массы газа 15,6 кг и 39,1 кг при  $C_a = 180$  м/с для ТРДД Д-436ТП. Расчеты показывают, что описываемый ТРДД будет иметь  $C_a = 284$  м/с при  $P_k^* = 70,5$ . Тогда тяга ТРДД по формуле (1), без при-

менения форсажных форсунок 15, рис.1, при  $V_n = 0$  будет равна

$$R = P_c^* F_c - P_c F_c = P_c^* F_c - (P_c F_c)_I - (P_c F_c)_{II} = 70 \cdot 1135 - 4930 - 5600 = 68970 \text{ кГ}. \quad (5)$$

Полетный (тяговый) КПД по формуле (2) равен

$$\eta_n = \left[ 1 - \frac{(P_c F_c)_I + (P_c F_c)_{II}}{P_c^* F_c} \right] \times 100\% = \left[ 1 - \frac{4930 + 5600}{70 \cdot 1135} \right] \times 100\% = 87\%. \quad (6)$$

Для сравнения: ТРДД Д-436ТП имеет тягу и полетный (тяговый) КПД на расчетном режиме соответственно 7650 кГ и 30 % при одном и том же расходе топлива.

## 6. Выводы и перспективы дальнейших работ

Турбореактивные двухконтурные двигатели, спроектированные согласно «Единой теории движителей на непрерывных потоках», при одинаковом расходе топлива обладают более высокими экологическими и технико-экономическими показателями по сравнению с любыми известными ТРДД.

Поэтому очередные разработки будут касаться вывода формул тяги и полетного (тягового) КПД прямочных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД), а также термодинамического расчета турбореактивных двигателей согласно «Единой теории движителей на непрерывных потоках».

## Литература

1. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст]: учебник / Мин-во общ. и проф. образования Рос. Федерации; под ред. С. М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
2. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей на непрерывных потоках [Текст]: монография / Б. Ш. Мамедов. – Х.: Технологический центр, 2013. – 296 с.
3. 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. – С. 56–62.
4. 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. – С. 55–60.
5. Пат. 86788. МПК F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Турбореактивный двоконтурный двигун [Текст] / Мамедов Б. Ш.; Заявник та патентовласник Запорізький нац. техн. ун-т. – № U200607941; заяв. 14.07.2006; опубл. 25.05.2009; Бюл. № 10. – 24 с.
6. Пат. 46407. 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.
7. Пат. 66619. МПК F02K 1/00, F02K 3/08, F02K 7/00, F02K 3/11 Турбореактивный двоконтурный двигун

[Текст] / Мамедов Б. Ш. – № U201107779; заяв. 20.06.2011; опубл. 10.01.2012; Бюл. № 1. – 12 с.

8. Пат. 66620. МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивный двоконтурный двигатель [Текст] / Мамедов Б. Ш. – № U201107780; заяв. 20.06.2011; опубл. 10.01.2012; Бюл. № 1. – 12 с.

9. Пат. 66621. МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивный двоконтурный двигатель [Текст] / Мамедов Б. Ш. – № 201107781; заяв. 20.06.2011; опубл. 10.01.2012; Бюл. № 1. – 10 с.

10. Пат. 66622. МПК F02C 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Турбореактивный двоконтурный двигатель [Текст] / Мамедов Б. Ш. – № 201107782; заяв. 20.06.2011; опубл. 10.01.2012; Бюл. № 1. – 10 с.

#### References

1. Shljahtenko, S. M. (Ed.) (1987). Teorija i raschet vozdušno-reaktivnyh dvigatelej. Moscow: Mashinostroenie, 568.

2. Mamedov, B. Sh. (2013). Edinaja teorija dvizhitelej na nepreryvnyh potokah. Khar'kov: Tehnologicheskij centr, 296.

3. Mamedov, B. Sh. (2014). Edinaja teorija dvizhitelej. Prichiny generirovanija neustojchivoj raboty turboreaktivnyh dvigatelej pri vzlete v uslovijah zharkogo klimata. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija, 9, 56–62.

4. Mamedov, B. Sh. (2014). Edinaja teorija dvizhitelej. Novoe naznachenie i princip raboty "nulevoj" stupeni kompres-

sora nizkogo davlenija. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija, 8, 55–60.

5. Mamedov, B. Sh. (2009). Pat. 86788. МПК F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Turboreaktivnij dvokonturnij dvigun. № U200607941; заяв. 14.07.2006; опубл. 25.05.2009; Вjul. № 10, 24.

6. Mamedov, B. Sh. (2009). Pat. 46407. МПК F04D 27/00, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Sposib pidvyshennja gazodynamichnoi' stijkosti roboty povitlja-reaktivnyh dviguniv. № U200905152; zajavl. 25.05.2009; опубл. 25.12.2009; Вjul. № 24, 26.

7. Mamedov, B. Sh. (2012). Pat. 66619. МПК F02K 1/00, F02K 3/08, F02K 7/00, F02K 3/11 Turboreaktivnyj dvokonturnyj dvigun. № U201107779; заяв. 20.06.2011; опубл. 10.01.2012; Вjul. № 1, 12.

8. Mamedov, B. Sh. (2012). Pat. 66620. МПК F02S 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Turboreaktivnyj dvokonturnyj dvigun. № U201107780; заяв. 20.06.2011; опубл. 10.01.2012; Вjul. № 1, 12.

9. Mamedov, B. Sh. (2012). Pat. 66621. МПК F02S 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Turboreaktivnyj dvokonturnyj dvigun. № 201107781; заяв. 20.06.2011; опубл. 10.01.2012; Вjul. № 1, 10.

10. Mamedov, B. Sh. (2012). Pat. 66622. МПК F02S 7/04, F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00. Turboreaktivnyj dvokonturnyj dvigun. № 201107782; заяв. 20.06.2011; опубл. 10.01.2012; Вjul. № 1, 10.

*Рекомендовано до публікації д-р фіз.-мат. наук, професор Пожугев В. І.  
Дата надходження рукопису 18.02.2016*

**Мамедов Борис Шамшадович**, кандидат технических наук, доцент, кафедра «Начертательная геометрия, инженерная и компьютерная графика», Запорожский национальный технический университет, ул. Жуковского, 64, г. Запорожье, Украина, 69063

**Штанько Петр Константинович**, кандидат технических наук, доцент, кафедра «Механика», Запорожский национальный технический университет, ул. Жуковского, 64, г. Запорожье, Украина, 69063

УДК 66.023.23

DOI: 10.15587/2313-8416.2016.64111

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЛОКАЛЬНОГО ГАЗСОДЕРЖАНИЯ ГАЗОЖИДКОСТНОГО СЛОЯ КОНДУКТОМЕТРИЧЕСКИМ МЕТОДОМ

© Г. В. Тараненко

*Была предложена методика измерения локальных значений газосодержания кондуктометрическим способом. Предложена конструкция датчика измерения локальных значений газосодержания и электрическая схема его подсоединения. Предложены параметры элементов электрической схемы и методика расчета сопротивления датчика локальных значений газосодержания. Проведена тарировка датчика, на основании которой предложен расчет локальных значений газосодержания*

**Ключевые слова:** датчик, газосодержание, сопротивление, локальный, конструкция, измерение, схема, способ, параметры, расчет

*It is proposed a method for measuring local gas content values by conductometric method. The design of the sensor for measurement of local values of gas content is proposed. Electric scheme of its connection is proposed. Parameters of circuitry elements are proposed. Method of calculating the resistance of the sensor is proposed. It was done calibration of the sensor, on the basis of which it is proposed calculation of the local values of gas content*

**Keywords:** sensor, gas content, resistance, local, construction, measuring, chart, method, parameters, calculation