

Література

1. Tadmor, Z. Melting in Plasticating Extruders – Theory and Experiments [Текст] / Z. Tadmor, I. Duvdevani, I. Klein // Polym. Eng. Sci. – 1967. - Т. 80(7). - с. 198-199.
2. Tadmor, Z. Solids Conveying in Screw Extruders. Part I. A Modified Isothermal Model [Текст] / Z. Tadmor, E. Broyer // Polym. Eng. Sci. – 1972 – Т. 117(12). – с. 12-24.
3. Tadmor, Z. Solids Conveying in Screw Extruders. Part II. Non Isothermal Model [Текст] / Z. Tadmor, E. Broyer // Polym. Eng. Sci. – 1972 – Т. 117(12). – с. 378-386.
4. Kacir, L. Solids Conveying in Screw Extruders. Part I. The Delay Zone. [Текст] / L. Kacir, Z. Tadmor // Polym. Eng. Sci. – 1972 – Т. 117(12). – с. 387-395
5. Donovan, R. A Theoretical Melting Model for Plasticating Extruders [Текст] / R. Donovan // Polym. Eng. Sci. – 1971 – Т. 100-(11). – с. 247-257.
6. Edelist, I. Velocity Profiles in Corotating Disk Processors [Текст] / I. Edelist, Z. Tadmor // Polym. Process. Eng. – 1983 – Т. 1(1). – с. 1.
7. David, B. Extensive Mixing in Corotating Processors [Текст] / B. David, Z. Tadmor // Int. Polym. Process. – 1988 – Т. 25(3). – с. 38-47.
8. Резнік, Р.Ю. Особливості і фізична модель процесів у завантажувально-пласткуючій зоні дискового екструдера [Текст] / Р.Ю. Резнік, М.П. Швед, Д.М. Швед // Наукові праці Одеської національної академії харчових технологій. – 2012. – Випуск 41. Т. 1. – с. 176 – 178.
9. Раувендааль, К. Экструзия полимеров [Текст] : пер. с англ. – А. Я. Малкина – СПб.: Профессия, 2006. – 768 с.
10. Тадмор, З. Теоретические основы переработки полимеров [Текст] / З. Тадмор, К. Тогос. – М.: Химия, – 1984. – 632 с.

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітряно-реактивних двигунів, які призводять до помилкового опису дії турбореактивних двигунів на підставі помилкового термодинамічного циклу

Ключові слова: термодинамічний цикл, зона загальмованого потоку

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей, приводящие к ошибочному описанию принципа работы турбореактивных двигателей на основе ошибочного термодинамического цикла

Ключевые слова: термодинамический цикл, зона заторможенного потока

УДК 629.7.036.001

ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ. РАЗРАБОТКА ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ЦИКЛА ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В КООРДИНАТАХ P-V, T-S

Б. Ш. Мамедов
 Кандидат технических наук, доцент
 Запорожский национальный технический университет
 ул. Жуковского, 64, г. Запорожье, Украина, 69063
 E-mail: www.zntu.edu.ua

1. Введение. Постановка проблемы

Кризис современной теории воздушно-реактивных двигателей (ее полный крах) основывается не только на неправильном понимании и применении уравнения Эйлера, [1], этот кризис основывается еще и на полном отсутствии фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля. Ошибочные фундаментальные формулы тяги, полетного (тягового) КПД академика

Б. С. Стечкина и такая же ошибочная фундаментальная теорема о подъемной силе продуваемого профиля профессора Н.Е.Жуковского, [2], [3], повлекли за собой ошибочное описание принципа работы турбореактивного двигателя (ТРД) на основе ошибочной разработки термодинамического цикла [4], в результате чего любой выпускник авиационных Вузов не имеет ни малейшего представления о таком стратегическом, теоретическом и физическом понятии, как реальный процесс генерирования тяги ТРД, что привело к пол-

ному отсутствию правильных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения при $T^*_r = \text{const}$, где T^*_r – температура заторможенного газового потока на входе в первый сопловой аппарат турбины, привело к неточному проектированию ТРД, связанному с наличием кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, [2], наличие которой регламентирует низкую газодинамическую устойчивость работы ТРД при взлете, полете, посадке, что приводит к снижению безопасности полетов.

Таким образом, перед уже разработанной единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема разработки правильного термодинамического цикла работы ТРД, на основе которого осуществить правильное описание принципа работы любого ТРД.

2. Критика термодинамического цикла турбореактивных двигателей, принятого современной теорией воздушно-реактивных двигателей. Постановка цели (задания)

Термодинамический цикл работы различных ТРД в координатах P-V, T-S приведен в [4], где ордината P отражает характер изменения статического давления газового потока в i-м сечении газодинамического тракта ТРД в зоне Н-С контрольного контура, абсцисса V отражает характер изменения объема газового потока в i-м сечении газодинамического тракта ТРД в зоне Н-С контрольного контура согласно закона Бойля-Мариотта, ордината T отражает характер изменения температуры газового потока в i-м сечении газодинамического тракта ТРД в зоне Н-С контрольного контура, абсцисса S отражает характер изменения энтропии газового потока в i-м сечении газодинамического тракта ТРД в зоне Н-С контрольного контура.

Рассмотрим, например, термодинамический цикл ТРД, представленный в [4] в координатах P-V, T-S. Цикл Карно, представленный на этом рисунке в координатах P-V, применяется, в основном, для двигателей внутреннего сгорания и его применение для турбореактивных двигателей в масштабе один к одному генерирует грубейшие ошибки, связанные с непониманием и нарушением законов механики истечения жидкостей и газов, например, точка В, которая характеризует сечение В-В газодинамического тракта ТРД, показывает, что статическое давление газового потока в сечении В-В выше статического давления газового потока в сечении входа d-d воздухозаборника ТРД, т.е. точка d находится между точками Н и В, [4, цикл Карно в координатах P-V], что и является нарушением всех законов механики истечения жидкостей и газов. Докажем это, применив один из таких законов, связанный с уравнением неразрывности струи, который гласит, что секундный расход газового потока через сечение входа воздухозаборника d-d должен быть равен секундному расходу газового потока через сечение выхода воздухозаборника В-В, что является основным свойством установившегося движения, [5].

Запишем уравнение неразрывности струи для сечений d-d и В-В воздухозаборника ТРД:

$$G_d = F_d \cdot C_d \cdot \rho_d, \quad (1)$$

$$C_B = F_B \cdot C_B \cdot \rho_B, \quad (2)$$

где G_d – секундный расход газового потока через входное сечение d-d воздухозаборника ТРД; F_d, C_d, ρ_d – соответственно площадь входа, осевая скорость и плотность газового потока в сечении d-d; G_B – секундный расход газового потока через выходное сечение В-В воздухозаборника ТРД; $F_B, C_B = C_\alpha, \rho_B$ – соответственно площадь выхода воздухозаборника, осевая скорость и плотность газового потока в сечении В-В, [5].

Согласно разработок Д. Кюхемана и И. Вебер, [4], отношение площади входа воздухозаборника F_d , сечение d-d, к площади выхода воздухозаборника F_B , сечение В-В, имеет значения 1; 0,8; 0,6. принимаем $F_d = F_B$, но скорость и плотность газового потока в сечении В-В, согласно принятому ошибочному термодинамическому циклу, [4], всегда будут больше аналогичных для сечения d-d, например, по Д. Кюхеману и И. Веберу $C_d = C_{Bx} = 115$ м/с, $C_B = C_\alpha = 180...220$ м/с, [5]. поэтому невозможно поставить знак равенства между секундными расходами газового потока через сечения d-d и В-В, формулы (1), (2), поскольку $G_B \gg C_d$, что нарушает уравнение неразрывности струи и свидетельствует о том, что принятая схема течения газового потока в зоне Н-В не соответствует реальной, поскольку градиент статических давлений газового потока в зоне Н-В направлен против потока.

Таким образом, принятая в современной теории ВРД схема течения газового потока в зоне Н-В с градиентом статических давлений газового потока, направленным против потока, нарушает все законы механики истечения жидкостей и газов и является чистой научной фальсификацией теории и реального процесса истечения газового потока в зоне Н-В. Все это ставит под сомнение правильность разработанного термодинамического цикла ТРД в координатах P-V, T-S, принятого в современной теории ТРД, [4].

Физической основой такой фальсификации явилась констатация сжатия газового потока в воздухозаборнике ТРД при больших скоростях полета, [4], и желание сохранить ошибочный контрольный контур для вывода формулы тяги академика Б. С. Стечкина, который ошибочно считал, что при $V_n > 0$ газовый поток входит в двигатель через некоторую площадь F_n со статическим давлением P_n , [4], что выходит за рамки разумных понятий и лишней раз доказывает, что выведенные академиком Б. С. Стечкиным на основе ошибочного контрольного контура формулы тяги, полетного (тягового) КПД тоже являются ошибочными, [2].

Таким образом, существующий в современной теории ВРД глубоко ошибочный термодинамический цикл ТРД в координатах P-V T-S, содержит в себе следующие ошибки:

1. Газовый поток в зоне Н-В по сечениям воздухозаборника В-В и d-d разорван, поскольку невозможно поставить знак равенства между расходами газового потока по сечениям В-В (выход) и d-d (вход) воздухозаборника, т.к. $G_B \gg C_d$, что свидетельствует о нарушении всех, без исключения, законов механики истечения жидкостей и газов, включая закон неразрывности струи.

2. При инжектировании газового потока в зоне Н-В под действием градиента статических давлений, направленного за потоком при $V_{п} \geq 0$, температура газового потока на выходе из воздухозаборника $T^*_в$ до $V_{п} = 0,6$ Мп всегда уменьшается, на существующем термодинамическом цикле ТРД в координатах $p-v$, $t-s$, разработанным современной теорией ВРД, все происходит наоборот, что свидетельствует о нарушении принципа инжекции газового потока при $V_{п} \geq 0$ и всех законов термодинамики.

3. При наличии ошибочного градиента статических давлений в зоне Н-В, направленного против потока, разрыв струи газового потока согласно п.1 приводит к нарушению закона сохранения энергии, который гласит, что полная энергия газового потока на входе в воздухозаборник, сечение $d-d$, всегда равна полной энергии газового потока на выходе из воздухозаборника, сечение В-В. Поскольку $G_v \gg C_d$, то невозможно поставить знак равенства между полной энергией газового потока в сечениях $d-d$ и В-В, поскольку полная энергия газового потока в сечении В-В существенно больше полной энергии газового потока в сечении $d-d$, что нарушает баланс энергии, все законы термодинамики, уравнение Бернулли. Необходимо отметить, что генерирование градиента статических давлений, направленного против потока, возможно только при движении газового потока в заневоленном состоянии, например, в компрессоре, а при свободном набегании газового потока (воздуха) на двигатель при $V_{п} > 0$ всегда перед двигателем генерируется параболическая зона заторможенного потока с градиентом статических давлений, направленным по потоку, [5], [4].

Исходя из вышеизложенного, уже разработанная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) разработать абсолютно правильный термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S.

3. Разработка термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S

Разработка термодинамического цикла ТРД на основе правильного понимания газодинамических характеристик газового потока в зоне Н-В при $V_{п} \geq 0$ проводится впервые.

3.1. Понятие зоны заторможенного потока

На рис. 1 показано генерирование зоны заторможенного потока при движении металлического вала с плоским торцом во влажном снегу при $V_{п} = 7$ м/с. Форма этой зоны заторможенного потока – парабола, в объеме которого статическое давление $P^*_н$ заторможенного потока одинаково и превышает P_n , где P_n – давление окружающей среды, в данном случае снега.

Таким образом, зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом (телом) в любой окружающей среде.

При перемещении ТРД в воздушной среде со скоростью $V_{п}$ перед последним тоже генерируется аналогичная параболическая зона заторможенного потока, которая характеризуется одинаковым статическим давлением $P^*_н$ только по периферии параболаида, по-

скольку двигатель осуществляет отбор газа (воздуха) из этой зоны заторможенного потока, генерируя при этом градиент статических давлений в зоне Н-В, направленный по потоку при любой скорости полета.

Генерирование зоны заторможенного потока перед воздухозаборником ТРД известно, [4], однако дальнейшего развития и исследование эта тематика не получила, поскольку шла вразрез с контрольным контуром академика Б. С. Стечкина, принятого им для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД ТРД, [4].

3.2. Физические основы для разработки термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S при $V_{п} = 0$

Физические основы для разработки термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S при $V_{п} = 0$ вытекают из правильного понимания газодинамических характеристик газового потока в зоне контрольного контура Н-Н₁, которое базируется только на кинематическом анализе. К газодинамическим характеристикам газового потока на основе кинематического анализа, [2], относятся:

1. Характер изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁.
2. Характер изменения осевых скоростей газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁.
3. Характер изменения ускорений (вторичных динамических-инерционных сил) в пределах контрольного контура Н-Н₁.
4. Характер изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁.

Проанализируем газодинамические характеристики газового потока в зоне Н-В при $V_{п} = 0$.

В сечении Н-Н статическое давление газового потока равно P_n , в сечении В-В статическое давление газового потока для расчетного взлетного режима равно $0,7kГ/см^2$, например. Это означает, что в зоне Н-В имеет место процесс инжектирования газового потока в двигатель с одновременным его вакуумированием, что всегда сопровождается увеличением объема инжектируемого газового потока с одновременным понижением его температуры, энтропия газового потока при этом увеличивается. Объем газового потока от сечения Н-Н до сечения В-В увеличивается согласно закона Бойля-Мариотта в 1,47 раза. Это означает, что при построении термодинамического цикла в координатах P-V точка Н, при $V_{п} = 0$, будет всегда находиться на линии P_n с абсциссой, которая характеризует расход газового потока через двигатель в $нм^3/с$. Точка В при построении термодинамического цикла в координатах P-V, при $V_{п} = 0$, будет всегда находиться ниже точки Н по линии статического давления $0,7kГ/см^2$ (ордината), абсцисса точки В будет в 1,47 раза больше абсциссы точки Н.

Таким образом, начало термодинамического цикла в координатах P-V характеризуется прямой НВ, точка Н которой всегда находится выше точки В. Дальнейшее построение цикла Карно из точки В осуществляется известным методом, рис. 2а. Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках увеличение тяги ТРД достигается путем увеличения $P^*_н$, $F_{нр}$ и уменьшения $P_c F_c$, [2]. Уменьшение и P_c и F_c обеспечивается постановкой выходного сечения реактивного сопла в зоне перерасширенного газового

потока со статическим давлением ниже P_n , поэтому на термодинамическом цикле в координатах P-V точка С, характеризующая выходное сечение С-С реактивного сопла, находится ниже линии P_n , рис. 2а. Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках характер внешнего вида, построения при $V_n = 0$ термодинамического цикла в координатах P-V ничем не будет отличаться от термодинамического цикла в координатах P-V при $V_n > 0$.



Рис. 1. Генерирование зоны заторможенного потока при движении металлического вала с плоским торцом во влажном снегу со скоростью 7 м/с

Дополнительно к построению термодинамического цикла в координатах P-V при $V_n = 0$ на графике рис. 2а приводится характер изменения P_n^* и P_b^* в зависимости от скорости полета M_n , где M_n – условное обозначение скорости звука в воздухе. Из графика рис. 2а следует, что при увеличении скорости полета статическое давление P_n^* по наружной поверхности параболоидной зоны заторможенного потока, [6], изменяется по параболическому закону, пропорционально квадрату скорости полета. По такому же закону изменяется статическое давление газового потока в сечении В-В ТРД. Показано, что говорить о повышении T_b^* , температуры заторможенного газового потока на выходе из воздухозаборника, выше 0°C можно только после скорости полета $\sim 1,4M_n$.

Анализ графиков термодинамического цикла ТРД в координатах P-V показывает, что при увеличении скорости полета статическое давление газового потока в камере сгорания увеличивается, одновременно увеличивается и температура газового потока T_r^* . Поэтому мы не можем бесконечно увеличивать статику в камере сгорания с целью бесконечного увеличения скорости полета V_n , поскольку сохранение жаропрочности камеры сгорания регламентируется, например, $T_r^* = 1600^\circ\text{K}$. Расчеты по термодинамическому циклу в координатах P-V показывают, что максимальная скорость полета воздушно-реактивных двигателей не может превысить $5M_n$. Для увеличения скорости полета ВРД выше $5M_n$ необходимо повышать потолок по T_r^* , что пока невозможно.

При построении термодинамического цикла ТРД в координатах T-S, при $V_n = 0$, применяются те же самые газодинамические характеристики газового потока в зоне Н-В, что и в предыдущем случае.

При $V_n = 0$ при работе ТРД на расчетном взлетном режиме, например, в зоне Н-В, рис. 2а, имеет место процесс вакуумирования газового потока, который всегда сопровождается понижением температуры газового

потока, при одновременном увеличении энтропии. Например, при температуре окружающей среды $+5^\circ\text{C}$ процесс вакуумирования газового потока в зоне Н-В будет сопровождаться понижением температуры газового потока в сечении В-В ниже 0°C при одновременном увеличении энтропии, рис. 2б. После получения отрезка НВ дальнейшее построение термодинамического цикла ТРД из точки В осуществляется известным методом, рис. 2б.

Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках характер внешнего вида, построения при $V_n = 0$ термодинамического цикла в координатах T-S ничем не будет отличаться от термодинамического цикла в координатах T-S при $V_n > 0$.

Дополнительно к построению термодинамического цикла в координатах T-S при $V_n = 0$ на графике рис. 2б приводится характер изменения T_n^* и T_b^* в зависимости от скорости полета M_n .

Из графика рис. 2б следует, что при увеличении скорости полета температура T_n^* по наружной поверхности параболоидной зоны заторможенного потока, [6-10], изменяется по параболическому закону пропорционально квадрату скорости полета.

По такому же закону изменяется температура газового потока в сечении В-В ТРД. Показано, что говорить о повышении T_b^* , температуры заторможенного газового потока на выходе из воздухозаборника, выше 0°C можно только после скорости полета $\sim 1,4M_n$.

Анализ графиков термодинамического цикла ТРД в координатах T-S показывает, что при увеличении скорости полета температура в камере сгорания увеличивается, поэтому мы не можем бесконечно увеличивать температуру газового потока в камере сгорания с целью бесконечного увеличения скорости полета, поскольку сохранение жаропрочности камеры сгорания регламентируется $T_r^* = 1600^\circ\text{K}$, например. С увеличением скорости полета график НВКГС термодинамического цикла в координатах T-S сжимается, что означает, что с увеличением V_n уменьшается разность температуры газового потока между сечениями В-В и К-К, К-К и Г-Г, Г-Г и С-С турбореактивного двигателя, рис. 2б.

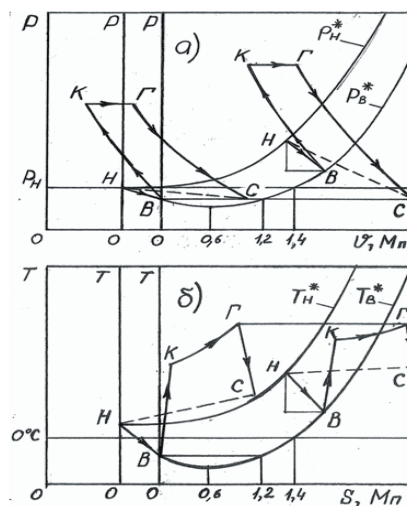


Рис. 2. Разработка термодинамического цикла турбореактивных двигателей согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, а – в координатах P-V, б – в координатах T-S

На графике термодинамического цикла в координатах T-S линия ГГ отражает максимально допустимую температуру газового потока в камере сгорания ТРД, точка ее пересечения с параболической кривой $T^*_в$, при точном построении линий ГГ и параболической кривой $T^*_в$, с учетом расположения точки В, дает нам все основания считать, что максимальная скорость полета воздушно-реактивных двигателей не может превысить $5M_{п}$. Для увеличения скорости полета выше $5M_{п}$ необходимо подымать потолок по $T^*_г$, т.е. смещать линию ГГ вверх, рис. 2б, что связано с проблемой получения более жаропрочных материалов камеры сгорания, сопловых аппаратов и лопаток турбины.

4. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок

Таким образом, термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S турбореактивных двигателей, разработанный современной теорией воздушно-реактивных двигателей [4], является глубоко ошибочным, поскольку абсолютно не отражает реальное течение газового потока в зоне Н-В ТРД, нарушая тем самым все законы механики истечения жидкостей и газов, поскольку точка В никогда не может быть выше точки Н.

Данная ошибочная схема течения газового потока в зоне Н-В принята современной теорией воздушно-реактивных двигателей на основе глубоко ошибочного контрольного контура академика Б. С. Стечкина, который считал, что воздушный поток при $V_{п} > 0$ входит в двигатель через некоторую площадь $F_{н}$ со статическим давлением, равным $P_{н}$ окружающей среды, и это давление $P_{н}$ сохраняется вплоть до сечения В-В ТРД, [4].

Однако исследование характера изменения статического давления газового потока в сечении В-В воздухозаборника ТРД при больших скоростях полетов (2200 км/час, самолет ТУ-144) показало, что статическое давление в сечении В-В ТРД достигает $9кГ/см^2$, [4], что поставило специалистов в затруднительное положение, поскольку такое давление, $9кГ/см^2$, шло вразрез с контрольным контуром академика Б. С. Стечкина. Чтобы сохранить контрольный контур, специалисты посчитали, что газовый поток от сечения Н-Н до сечения В-В при $V_{п} > 0$ претерпевает постепенное динамическое сжатие, которое генерирует градиент статических давлений в зоне Н-В, направленный против потока, что и является чистой фальсификацией реального течения газового потока в зоне Н-В ТРД, поскольку известно, [2], что при свобод-

ном истечении газового потока в зоне Н-В при $V_{п} \geq 0$ градиент статических давлений последнего всегда направлен по потоку.

Термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S является стратегической основой описания не только принципа работы ТРД, но и любых физических процессов, имеющих место при работе ТРД.

Термодинамический цикл ТРД в координатах P-V, T-S, принятый современной теорией воздушно-реактивных двигателей, является глубоко ошибочным, что повлекло за собой ошибочное описание принципа работы ТРД, ошибочное описание такого стратегического понятия, как процесс генерирования тяги ТРД, ошибочное описание теоретических и физических основ генерирования отрывных течений на лопатках вначале последних рабочих колес КВД, а потом и первого рабочего колеса КНД, ошибочное описание коэффициента сохранения полного давления $\sigma_{вх}$, ошибочное описание принципа работы ТРДФ и многое др.

Исходя из вышеизложенного, современная теория воздушно-реактивных двигателей в том виде, в котором она изложена, например [4], не может преподаваться в высших авиационных учебных заведениях, поскольку должна подлежать вначале полной переработке согласно уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках.

На основании проведенного анализа термодинамического цикла в координатах P-V, T-S, построенного согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, рис. 2, установлено, что для воздушно-реактивных двигателей при увеличении скорости полета характерно увеличение статического и температуры газового потока в камере сгорания, при этом регламентирующим фактором является температура газового потока $T^*_г$ в камере сгорания, которая регламентирует максимальную скорость полета для воздушно-реактивных двигателей не более $5M_{п}$, при этом дальнейшее увеличение скорости полета выше $5M_{п}$ сопряжено с повышением потолка по $T^*_г$, что, в свою очередь, связано с проблемой получения более жаростойких сплавов для камеры сгорания, сопловых аппаратов и лопаток турбин.

На основании вышеизложенного, единая теория движителей на непрерывных потоках считает, что для получения скоростей полетов летательных аппаратов выше $5M_{п}$, например, до $20M_{п}$, необходимо отказаться от традиционной схемы генерирования тяги ТРД и перейти на создание движителей, которые генерируют тягу на основе гравитационных полей.

Литература

1. Карачевский, Г. Аэродинамика – кризис классической теории [Текст] / Г. Карачевский // техника молодежи, №10, 2005г., с.5–7.
2. 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.
3. Мамедов, Б.Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б.Ш.Мамедов // Вісник національного технічного університету “ХПІ”. Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, – Харків: НТУ “ХПІ”, 2011р., –№33, с.146-153.

4. Шляхтенко, С.М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С.М. Шляхтенко. - М.: Машиностроение, 1987. –568с.
5. Казанджан, П.К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П.К. Казанджан, Н.Д.Тихонов, А. К. Янко. – М.: Машиностроение, 1983. –223с.
6. Мамедов, Б.Ш. Глава 3. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Причины заглохания воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете, посадке [Текст] / Б.Ш.Мамедов / Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. - № 5/7(53). - С.24–28.
7. Мамедов, Б.Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках [Текст] / Б.Ш. Мамедов / Восточно–Европейский журнал передовых технологий. – 2012. - № 6/7 (60). - С. 29-34.
8. Мамедов, Б.Ш. Единая теория движителей. Вывод формул тяги, полётного (тягового) КПД ракетных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно–Европейский журнал передовых технологий. – 2013. - №1/7 (61). - С. 67-71.
9. Мамедов, Б.Ш. Применение уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полётного (тягового) КПД воздушно реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $V_{II}>0$. [Текст] / Б.Ш. Мамедов/ Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, - Харків: НТУ «ХПІ». -.2013. - №4(978). - С. 3-15.
10. Мамедов, Б.Ш. Глава 4 Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Разработка направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанного с повышением газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при взлёте, полёте и посадке. [Текст] / Б.Ш. Мамедов/ Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях, - Харків: НТУ «ХПІ». – 2013. - №34. - С. 124-134.

Запропоновано конструкцію установки для приготування та транспортування бетону трубопроводами за допомогою стисненого повітря, яка може використовуватися у будівництві як самостійна одиниця або у складі комплексу будівельних машин

Ключові слова: будівництво, приготування будівельних розчинних сумішей, транспортування трубопроводами, бетон

Предлагается конструкция установки для приготовления и транспортирования бетона трубопроводами с помощью сжатого воздуха, которая может быть использована в строительстве как самостоятельная единица или в составе комплекса строительных машин

Ключевые слова: строительство, приготовление строительных растворов, транспортирование трубопроводами, бетон

УДК 693.546.3

УСТАНОВКА ДЛЯ ПРИГОТУВАННЯ ТА ТРАНСПОРТУВАННЯ БЕТОНУ

О. С. Васильев

Кандидат технічних наук, доцент*

І. А. Рогозін

Асистент*

*Кафедра будівельних машин та обладнання

ім. О. Онищенко

Полтавський національний технічний університет

ім. Ю. Кондратюка

пр. Першотравневий, 24, м. Полтава, Україна, 36011

1. Вступ

При вивченні ефективності проведення будівельних робіт, таких як оштукатурювання поверхонь, влаштування підлог, бетонування, слід давати комплексну оцінку виробництва в технологічному, організаційному та фізіологічному аспектах. Повсякчас у будівництві прийнята традиційна складна технологія пошарового нанесення будівельних сумішей [1, 2], що спряжено з довготривалими технологічними перервами у роботі та значним обсягом операцій, які виконуються вручну. Нові розробки повинні створювати передумови для переходу на якісно новий рівень інтенсифікації будівельних робіт [3, 4].

2. Аналіз останніх досліджень і публікацій та виділення не розв'язаних раніше частин загальної проблеми

Відсутність засобів механізації, які б задовольняли умови технологічних процесів, часто призводить до малопродуктивної важкої праці будівельників. Велика група будівельних машин має обмеження у своєму конструктивному виконанні. Їх функції зведені лише до подачі рухомих будівельних розчинів до робочого місця [1, 3]. При цьому технологічний процес розділений на операції з великими витратами на міжопераційний час. Це не сприяє впровадженню комплексної механізації. А разом з тим, що відомі конструкторські розробки засобів механізації не відповідають новим