

4. Мишин, И. А. Долговечность двигателей [Текст] / И. А. Мишин. – СПб.: Машиностроение, 1996. – 288 с.
5. Стуканов, В. А. Основы теории автомобильных двигателей и автомобиля [Текст] / В. А. Стуканов. – М.: ФОРУМ: ИНФРА-М, 2005. – 368 с.
6. Хархута, Н. Я. Дорожные машины [Текст] / Н. Я. Хархута. – СПб.: Машиностроение, 1996. – 68 с.

**Abstract**

*The study of the dynamics of the crankshaft mechanism of car engines permits to establish the laws of wear of liners of engines under the influence of different conditions of operation; to improve design features of parts, mechanisms and systems of engines of loading vehicles and machines of cyclic action, which operate mostly in transient conditions.*

*The main purpose of the work is to analyze the conditions and dynamics of the stress state of cylinder liners of a car engine according to the operating conditions, and to identify the changes of the internal diameter of the cylinder liner along the cylinder element.*

*In order to determine the voltage magnitudes, which appear in the cylinder liners as a result of the influence of intense working conditions and in order to calibrate the experimental setup, the analytical calculations were carried out.*

*The study of the dynamics of the crankshaft mechanism of car engines helped to ascertain the regularities of wear of cylinder liners of engines under the influence of different working conditions of engine that will permit to continue the improvement of the design features of the parts, mechanisms and systems of engines, which operate in transient conditions. The studies permit to determine the order of magnitudes of deformation and the nature of their origin that allows more reasonable performance of experimental studies*

**Keywords:** engine, dynamics, dynamic conditions, deformation, liner diameter, engine cylinder

*Розглядаються недоліки сучасної теорії ракетних двигунів, які пов'язані з помилковими фундаментальними формулами тяги, польотно-го (тягового) ККД, розрахованими академіком Б.С.Стечкиним у 1929 році*

*Ключові слова: тяга ракетного двигуна, польотний (тяговий) ККД*

*Рассматриваются недостатки современной теории ракетных двигателей, связанные с ошибочной фундаментальной формулой тяги, выведенной академиком Б.С.Стечкиным в 1929 году*

*Ключевые слова: тяга ракетного двигателя, полетный (тяговый) КПД*

УДК 629.7.036.001

# ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ. ВЫВОД ФОРМУЛ ТЯГИ, ПОЛЕТНОГО (ТЯГОВОГО) КПД РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

**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

Известно, что фундаментальная формула для определения тяги ракетных двигателей (РД), (1), почти полностью совпадает с фундаментальной формулой для определения тяги воздушно-реактивных двигателей (ВРД), (2):

$$R = G_T C_c + (P_c - P_n) F_c, \tag{1}$$

$$R = G_T (C_c - V_n) + (P_c - P_n) F_c, \tag{2}$$

где R – тяга РД или ВРД;  $G_T$  – массовый секундный расход газового потока;  $C_c$  – осевая скорость газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла;  $P_c$  – статическое давление газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла;  $P_n$  – давление окружающей среды;  $F_c$  – площадь выходного сечения С-С реактивного сопла;  $V_n$  – скорость полета.

В теории РД считается, что скорость полета  $V_n$  не влияет на тягу РД, поэтому в формуле (1)  $V_n$  не учитывается. Если для ВРД  $V_n = 0$ , то формулы (1), (2) имеют одинаковый вид. Таким образом, в теории РД для определения тяги РД применяется формула (1), которая, как и формула (2), выведена академиком Б.С. Стечкиным в 1929г. в его статье "Теория воздушно-реактивного двигателя".

С позиции уже созданной единой теории движителей на непрерывных потоках тенденция определения тяги РД и ВРД одинаковыми формулами, принятыми в современной теории РД и ВРД, считается правильной, поскольку единая теория движителей на непрерывных потоках уже разработала единые формулы тяги, полетного (тягового) КПД для всех типов движителей на непрерывных потоках, к которым относятся крыло птицы, различные паруса, крылья самолетов и планеров, одинарные контрвращающиеся и спутновращающиеся гребные и воздушные винты, различные типы воздушно-реактивных и ракетных двигателей и др.

Та же самая единая теория движителей на непрерывных потоках уже доказала полную несостоятельность выведенных академиком Б.С.Стечкиным формул тяги, полетного (тягового) КПД для ВРД, [3], с.15-20.

Поэтому кризис современной теории РД, как и кризис современной теории ВРД, основывается не только на неправильном понимании и применении уравнения Эйлера, этот кризис основывается еще и на полном отсутствии правильных фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД.

Поэтому проблемой, которая уже решена единой теорией движителей на непрерывных потоках, является создание правильной теории РД, основанной на правильных фундаментальных формулах тяги, полетного (тягового) КПД.

## 2. Постановка цели

*Критика фундаментальной формулы тяги (1), заложенной в основу современной теории ракетных двигателей*

Все типы движителей на непрерывных потоках, включая РД, подчиняются единым законам генерирования тяги, полностью и досконально описанных в современной теории ВРД в ее экспериментальной части, которая является основой, на которую необходимо опираться при определенных теоретических выводах. Проанализируем формулу (1) на предмет ее соответствия экспериментальному опыту современной теории ВРД:

1. Согласно формуле тяги РД (1) при  $P_c > P_n$ , т.е. при недорасширенных газовых потоках, тяга РД увеличивается. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при  $P_c > P_n$  тяга любого РД, ВРД уменьшается, [2], с.161, рис.6.3 при  $P_{c.p.} > P_{c.расч.}$ .

2. Согласно формуле тяги РД (1) увеличение  $F_c$  при  $P_c > P_n$  приводит к существенному увеличению тяги РД. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при  $P_c > P_n$  увеличение  $F_c$  всегда приводит к уменьшению тяги любого РД, см. там же.

3. при  $P_c = P_n$  формула тяги РД (1) преобразуется в формулу

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

согласно которой расчет тяги любого РД всегда на 3-7% меньше реальной тяги.

4. Анализ формулы тяги РД (1) показывает, что к слагаемой части  $G_T C_c$ , которая является импульсом силы тяги с размерностью  $kGc$ , прибавляется второе слагаемое  $(P_c - P_n) F_c$  с размерностью  $kG$ . Такая смесь размерностей в одном выражении в науке не допускается.

Таким образом, формула тяги РД (1) не может быть фундаментальной, поскольку нарушает все законы механики истечения жидкостей и газов. Недостатки формулы тяги РД (1) базируются на неточном применении уравнения Эйлера и полном отсутствии кинематического анализа, поэтому такое основное физическое понятие, как процесс генерирования тяги ракетным двигателем еще не раскрыто.

Ошибочный характер фундаментальной формулы тяги РД (1) привел к созданию ошибочной теоретической части современной теории РД, в которой любые физические процессы, имеющие место в РД, описываются или неправильно, или неточно. например, такое стратегическое понятие, как процесс генерирования тяги ВРД, РД, преподносится студентам в авиационных ВУЗах, дисциплины ТОВРД, ТОРД, в нулевом, с точки зрения науки, знаний, варианте.

Поэтому целью данной статьи является последовательное раскрытие реального процесса генерирования тяги РД, вывод реальных фундаментальных формул тяги и полетного (тягового) КПД РД, которые послужат основой для создания принципиально новой теории ракетных двигателей.

## 3. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД ракетных двигателей

### 3.1. Выбор контрольного контура

В качестве контрольного контура выбираем зону Н-Н<sub>1</sub>, рис. 1, где Н – зона невозмущенного потока, начало ускоренного движения частиц газового потока; Н<sub>1</sub> – зона невозмущенного потока, конец ускоренного движения частиц газового потока.

Для введения в соответствие с зонами контрольного контура других движителей на непрерывных потоках, например с ТРД, [3, с.18, рис. 1, зона К-С], считаем, что сечение зоны невозмущенного потока Н-Н совпадает с сечением К-К, зоной максимального сжатия газового потока в РД, рис. 1.

Таким образом, в РД имеют место только две зоны контрольного контура Н-Н<sub>1</sub>: К-С – зона ускоряемого газового потока, в которой генерируется тяга РД; С-Н<sub>1</sub> – зона реактивной струи.

### 3.2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н<sub>1</sub>

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-Н<sub>1</sub>, относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений газового потока,  $P_i F_i$ , где  $P_i$  – статическое давление газового потока в  $i$ -м сечении газо-

динамического тракта в зоне Н-Н<sub>1</sub>; F<sub>i</sub> – площадь i-го сечения газодинамического тракта в зоне Н-Н<sub>1</sub>.

2. Вторичные динамические-инерционные силы, m<sub>r</sub>α<sub>i</sub>, где m<sub>r</sub> – секундный массовый расход газового потока через РД; α<sub>i</sub> – ускорение газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в зоне Н-Н<sub>1</sub>.

3. Сила сопротивления P<sub>c</sub>F<sub>c</sub>.

4. Гравитационные силы, которые в горизонтальном полете, рис. 1, не учитываются.

5. Сила тяги R РД.

Силы трения газового потока о внутренние поверхности РД не учитываем.

Необходимо отметить, что первичной внешней силой является движущая сила от изменения статических давлений, P<sub>i</sub>F<sub>i</sub>, вторичной внешней силой, которая генерируется только после изменения P<sub>i</sub>F<sub>i</sub>, является динамическая-инерционная сила, т.е. первичная статика, вторична динамика, поэтому вывод формулы тяги РД должен базироваться только на изменении первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока.

*3.3. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических-инерционных сил), первичных движущих сил*

Вывод формул тяги, полетного (тягового) КПД РД на основе кинематического анализа и правильного применения уравнения Эйлера, как контрольного варианта, проводится впервые.

Основой для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД РД является кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических-инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-Н<sub>1</sub>.

Контрольным вариантом для вывода формул тяги РД при V<sub>n</sub> ≥ 0 является правильное применение уравнения Эйлера.

На рис. 1 приводятся: а – контрольный контур для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД РД при V<sub>n</sub> ≥ 0; б – характер изменения статических давлений, осевых скоростей газового потока в пределах контрольного контура Н-Н<sub>1</sub> при V<sub>n</sub> = 0; в – кинематический анализ характера изменения осевых ускорений – вторичных динамических-инерционных сил на основе графического дифференцирования графика изменения осевых скоростей газового потока в пределах контрольного контура Н-Н<sub>1</sub> при V<sub>n</sub> = 0; г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-Н<sub>1</sub> при V<sub>n</sub> = 0.

кинематический анализ показывает, рис. 1в, что скорость газового потока никогда не создает тягу РД, поскольку общая сумма вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-Н<sub>1</sub> всегда равна нулю. В зоне реактивной струи С-Н<sub>1</sub> градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока всегда равняется нулю, поскольку в реактивной струе согласно закона Бойля-Мариотта, P<sub>i</sub>F<sub>i</sub> = const, газовый поток в реактивной струе движется только под действием инерционных сил.

Таким образом, кинематический анализ показывает, что нескомпенсированной зоной первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока, в которой генерируется тяга РД, является зона К-С – зона ускорения газового потока под действием градиента первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока. Площадь геометрической фигуры, заключенной между кривой и осью абсцисс, рис. 1г, заштрихованная зона, представляет собой подведенную к газовому потоку работу первичных движущих сил от изменения статических давлений. Заменяем площадь геометрической фигуры площадью прямоугольника со сторонами P<sup>\*</sup><sub>Нср</sub>F<sub>Нср</sub>, КС, при этом согласно обозначениям, принятым в теории ВРД, критическое сечение ракетного двигателя обозначено сечением Г-Г, поэтому P<sup>\*</sup><sub>Нср</sub>F<sub>Нср</sub> = P<sup>\*</sup><sub>кр</sub>F<sub>кр</sub> = P<sup>\*</sup><sub>г</sub>F<sub>г</sub> рис. 1.

Таким образом, подведенная ракетным двигателем к газовому потоку работа равна:

$$A_{\Pi} = P^*_{\text{Нср}} F_{\text{Нср}} \cdot \text{КС}, \text{ (кГм)} \quad (4)$$

где P<sup>\*</sup><sub>Нср</sub> – среднее статическое давление заторможенного потока в среднем критическом сечении Г-Г РД, рис. 1, F<sub>Нср</sub> – площадь газодинамического тракта в среднем критическом сечении Г-Г; КС – длина зоны К-С. Подведенная ракетным двигателем к газовому потоку работа A<sub>п</sub> затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$A_{\alpha} = P_c F_c \cdot \text{КС}, \text{ (кГм)} \quad (5)$$

и на преодоление работы силы тяги РД

$$A_R = R \cdot \text{КС}. \quad (6)$$

Таким образом, можно записать

$$A_{\Pi} = A_{\text{сс}} + A_R, \quad (7)$$

откуда тяга РД определяется формулой

$$R = P^*_{\text{Нср}} F_{\text{Нср}} - P_c F_c, \text{ при } V_{\Pi} = 0, \quad (8)$$

$$R' = P^*_{\text{Нср}} F_{\text{Нср}} - P_c F_c, \text{ при } V_{\Pi} > 0, \quad (9)$$

где P<sup>\*</sup><sub>Нср</sub> = P<sup>\*</sup><sub>Нср</sub> ± ΔP<sup>\*</sup><sub>Нср</sub>, P<sup>\*</sup><sub>г</sub> = P<sup>\*</sup><sub>г</sub> – статическое давление заторможенного потока в критическом сечении Г-Г РД при V<sub>п</sub> = 0; P<sup>\*</sup><sub>Нср</sub>F<sub>Нср</sub> – средняя первичная движущая сила от изменения статического давления заторможенного газового потока в критическом сечении Г-Г зоны К-С РД при V<sub>п</sub> = 0, приведенная к зоне невозмущенного потока Н, P<sub>c</sub>F<sub>c</sub> – сила сопротивления в выходном сечении С-С реактивного сопла Лавала РД при V<sub>п</sub> = 0; где R' – тяга РД при V<sub>п</sub> > 0; P<sup>\*</sup><sub>Нср</sub> – статическое давление заторможенного потока в критическом сечении Г-Г РД при V<sub>п</sub> > 0, зависит от C<sup>\*</sup><sub>р</sub> – абсолютной осевой скорости газового потока в критическом сечении Г-Г; P<sup>\*</sup><sub>Нср</sub>F<sub>Нср</sub> – средняя первичная движущая сила от изменения статического давления газового потока в критическом сечении Г-Г зоны КС РД при V<sub>п</sub> > 0, приведенная к зоне невозмущенного потока Н; P<sub>c</sub> – статическое давление газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла РД при V<sub>п</sub> > 0; P<sub>c</sub>F<sub>c</sub> – сила сопротивления в выходном сечении С-С реактивного

сопла РД при  $V_n > 0$ ;  $\pm \Delta P_{Hcp}^*$  - уменьшение силы или приращение статического давления заторможенного потока в сечении Г-Г РД при  $V_n > 0$ .

где  $\eta_r$  - тяговый КПД РД при  $V_n = 0$ ;  $\eta_n$  - полетный (тяговый) КПД РД при  $V_n > 0$ .

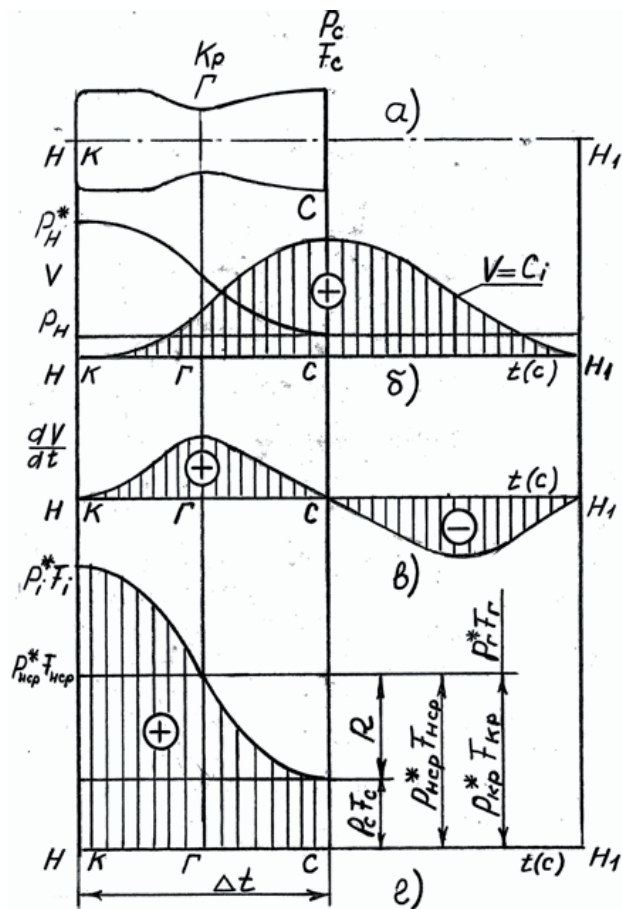


Рис. 1. Кинематический анализ характера статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных динамических-инерционных сил), первичных сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-Н<sub>1</sub> для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД ракетных двигателей

Таким образом, тяга РД или любого движителя на непрерывных потоках, всецело зависит от скорости полета  $V$ , и представляет собой разность между средней первичной движущей силой в зоне К-С ( $P_{Hcp}^* F_{Hcp}$ ), ( $P_{Hcp}^*/F_{Hcp}$ ) и силой сопротивления ( $P_c F_c$ ), ( $P_c^* F_c$ ).

Полетный (тяговый) КПД РД определяем из формулы:

$$\eta = \frac{A_R}{A_n}, \tag{10}$$

откуда

$$\eta_r = \left( 1 - \frac{P_c F_c}{P_{Hcp}^* F_{Hcp}} \right) \times 100\%, \text{ при } V_n = 0, \tag{11}$$

$$\eta_n = \left( 1 - \frac{P_c F_c}{P_{Hcp}^* F_{Hcp}} \right) \times 100\%, \text{ при } V_n > 0, \tag{12}$$

#### 4. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги РД

Для вывода формулы тяги РД с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на  $\Delta t$  с целью перехода на размерность кг или Н, после чего уравнение Эйлера имеет вид второго закона И.Ньютона

$$m_r \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_r a = \sum P_i, \tag{13}$$

где  $m_r$  - секундный массовый расход газового потока через трубку тока в зоне К-С, рис. 1;  $\Delta V$  - разница абсолютной осевой скорости газового потока на выходе  $V_2$  (сечение С-С) и на входе  $V_1$  (сечение К-К) в трубку тока в зоне К-С,  $V_1$  для РД равно нулю;  $\Delta t$  - время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, или время перемещения потока от сечения 1 (К-К) до сечения 2 (С-С);  $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$  - изменение ускорения газового потока в рассматриваемой трубке тока в зоне К-С;  $m_r a$  - изменение силы инерции газового потока в зоне К-С, которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С;  $\sum P_i$  - сумма всех других внешних сил, включая силу тяги  $R$  РД, реакции отсоединенных потоков, которые действуют на трубку тока в зоне К-С.

В этом случае уравнение Эйлера (13) читается только так: *Изменение силы инерции газового потока  $m_r a$ , которая является одной из внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги  $R$  РД, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений и вторичных динамических-инерционных сил, действующих на сечение С-С справа от зоны С-Н<sub>1</sub>.*

Запишем уравнение Эйлера (13) в векторной форме:

$$\overline{m_r a} = \overline{P_{ун1}} + \overline{P_{Hcp}^* F_{Hcp}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R}, \tag{14}$$

где  $P_{ун1}$  - реакция отсоединенного потока реактивной струи С-Н<sub>1</sub> от динамических-инерционных сил, действующих на сечение С-С справа.

Реакция отсоединенного потока реактивной струи С-Н<sub>1</sub>, которая действует на сечение С-С со стороны градиента первичных движущих сил от изменения статических давлений, всегда равна нулю, поэтому уравнение Эйлера (14) можно записать как:

$$\overline{m_r a} + \overline{P_{ун1}} = \overline{R} + \overline{P_{Hcp}^* F_{Hcp}} + \overline{P_c F_c}. \tag{15}$$

Левая часть этого уравнения является суммой вторичных динамических-инерционных сил в пределах контрольного контура Н-Н<sub>1</sub>, которая всегда равняется нулю, тогда в модульной форме:

$$0 = -R + P_{Hcp}^* F_{Hcp} - P_c F_c, \tag{16}$$

$$R = P_{\text{Нср}}^* F_{\text{Нср}} - P_c F_c$$

при  $V_{\text{п}}=0$ , (8)

$$R' = P_{\text{Нср}}^{*/'} F_{\text{Нср}} - P_c' F_c$$

при  $V_{\text{п}}>0$ . (9)

### 5. Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

Таким образом, выведенные на основе кинематического анализа фундаментальные формулы тяги РД (8), (9) и полетного (тягового) КПД (11), (12) полностью соответствуют экспериментальной части современной теории воздушно-реактивных двигателей и дают принципиально новое направление технического мышления о процессе генерирования тяги всеми двигателями на непрерывных потоках, дают возможность очень просто разбираться и объяснять любые физические процессы, которые имеют место в любом РД, ВРД и др. двигателях, дают возможность существенно упростить методику расчета РД путем введения точных исходных данных по  $P_{\text{Нср}}^* F_{\text{Нср}}$  (сечение Г-Г),  $P_c F_c$  (сечение С-С), которые рассчитываются по заданной тяге РД согласно формул (8), (9).

Установлено, что тяга любого двигателя на непрерывных потоках, включая РД, всецело зависит от скорости полета и рассчитывается по единым формулам тяги и полетного (тягового) КПД (8), (9), (11), (12).

Сопла Лавалья, применяемые в РД, имеют очень большую площадь  $F_c$  в выходном сечении С-С, что снижает тягу и КПД РД за счет наличия завышенной силы сопротивления  $P_c F_c$ .

С позиции уже разработанной единой теории двигателей на непрерывных потоках для увеличения тяги и КПД РД необходимо переходить на сужающиеся выходные (реактивные) сопла с расположением выходного сечения С-С в зоне перерасширенного газового потока, обеспечивая при этом минимальное  $P_c F_c$ , максимальную тягу и КПД РД, формулы (8), (9), (11), (12).

Без всякого сомнения, ошибочные фундаментальные формулы тяги (1), (2), заложенные в основу современной теории РД и ВРД, повлекли за собой ошибочное описание принципа работы РД и ВРД, ошибочное описание многих физических процессов, имеющих место при работе РД и ВРД.

Поэтому перспектива дальнейших разработок будет связана, в первую очередь, с описанием правильного принципа работы РД и ВРД, а затем и правильного описания различных процессов, имеющих место при работе РД и ВРД.

### Литература

1. Мелькумов, Т.М. Ракетные двигатели [Текст] / Т.М.Мелькумов, Н.И.Мелик-Пашаев, П.Г.Чистяков, А.Г.Шиуков / – М.: Машиностроение, 1968г., –511с.
2. Шляхтенко, С.М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С.М. Шляхтенко, М.: Машиностроение, 1987,–568с.
3. Мамедов, Б.Ш. Основы единой теории двигателей 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

### Abstract

*The drawbacks of modern theory of rocket engines which are connected with mistaken fundamental formulas of thrust and flying (thrust) efficiency calculated by Academician B.S.Stechkin in 1929 year are considered.*

*Calculated on the kinematical foundation analyse fundamental formulas of thrust of rocket engines (8), (9) and flying (thrust) efficiency (11), (12) are fully correspond to experimental part of modern theory of air-jet engines and gives principal new direction of technical mentality on thrust process generation with all movers on continuous flows gives very simple possibility to understand and explain any physical processes which takes*

*place when rocket engine working, give possibility to simplify essentially calculation methods of rocket engines by means of introduction of exact data on  $P_{\text{Нср}}^*$ ,  $F_{\text{Нср}}^*$  (cross-section Г-Г)  $P_c F_c$  (cross-section С-С) which are calculated according to given thrust of rocket engine. It is established that the thrust of any movers on the continuous flows including rocket engine fully depends on speed flight and is calculated with single formulas of thrust and flying (thrust) efficiency (8), (9). Laval nozzle which are used in rocket engines have very large area  $F_c$  at the outlet cross-section С-С that lowers the thrust and efficiency of rocket engines for the reason of very high force resistance PCFC. For thrust increasing of rocket engines it is necessary to use narrow outlet nozzles positioned in zone of excess expansion of gas flow providing minimum value of PCFC*

**Keywords:** *the thrust of rocket engines, flying (thrust) efficiency*