

Залежності (12) та (13) диференціюються з урахуванням (7).

Для апроксимації зон II та IV використовується техніка многочленів Ерміта [2], при цьому в точках А та В відповідні граничні умови задаються умовами (12) та (13), а в точці С передбачається, що $y(C)=0$. З урахуванням вказаного, одержується:

$$\text{II: } \begin{cases} x = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \cos \theta; \\ y = \varepsilon_1(x-1)(a_1x^2 + bx + c) - \frac{\varepsilon_1(x-a)^2(x-1)}{2(a-1)}, \\ a \leq x \leq 1, \end{cases} \quad (14)$$

де $a_1 = \frac{1}{(a-1)^3}$; $b = \frac{1-3a}{(a-1)^3}$; $c = \frac{3a^2-3a+1}{(a-1)^3}$.

$$\text{IV: } \begin{cases} x = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \cos \theta; \\ y = -\varepsilon_2(x-1)(a_1x^2 + bx + c) + \frac{\varepsilon_2(x-K)^2(x-1)}{2(K-1)}, \\ K \leq x \leq 1, \end{cases} \quad (15)$$

де $a_1 = \frac{1}{(K-1)^3}$; $b = \frac{1-3K}{(K-1)^3}$; $c = \frac{3K^2-3K+1}{(K-1)^3}$.

Перевагою такого подання є можливість одержання аналітичних залежностей для визначення похідних в (14)–(15) по змінній θ за формулою (7).

Вказані два підходи до побудови геометрії профілю були реалізовані у вигляді відповідних програмних продуктів, проведено розрахунки для різних конфігурацій профілів елементів конструкції ГПА.

3. Висновки

За результатами розрахунків можна зробити наступні висновки:

- при використанні подання (11) для моделювання деформованого профілю встановлюється, що профіль з затупленими границями має суттєво інші аеродинамічні характеристики, ніж відповідний еліптичний профіль –

коефіцієнт аеродинамічного опору зростає за величиною на порядок незалежно від величини малої піввісі профілю та відповідного кута атаки, причому такий ріст характерний лише для коефіцієнту опору – коефіцієнту підйімальної сили та обертовий момент змінюються мало (табл. 1);

Таблиця 1

Коефіцієнт опору для різних моделей профілю

| $\varepsilon_1 = \varepsilon_2$ | Модель (11) | Еліпс; $\alpha = 0$ | Еліпс; $\alpha = 8$ |
|---------------------------------|-------------|---------------------|---------------------|
| 0,01 | -2,63 | 0,00128 | -0,00604 |
| 0,014 | -3,68 | 0,00183 | 0,00119 |
| 0,018 | -4,73 | 0,00234 | -0,50527 |
| 0,022 | -5,79 | 0,00288 | 0,00149 |
| 0,026 | -6,84 | 0,00340 | -0,06419 |
| 0,03 | -7,89 | 0,00393 | -0,52543 |
| 0,034 | -8,94 | 0,00445 | -0,20294 |

- використання моделі деформування (12)–(15) дозволяє одержати значення аеродинамічних характеристик профілю, які співпадають з відповідними теоретичними результатами, крім того, вказана модель процесу деформування дозволяє уникнути впливу похибок визначення координат точок профілю;

- використання (12)–(15) фактично задає процедуру згладжування даних, причому розрахунки показують, що результати суттєво залежать від вибору параметрів a ; K ; ε_1 та ε_2 в цих залежностях, які, фактично, можуть виступати в ролі параметрів оптимізації моделі.

Література

- Флетчер К. Численные методы на основе метода Галёркина [Текст] / К. Флетчер. – М.: Мир, 1988. – 352 с.
- Самарский А. А. Численные методы [Текст] / А. А. Самарский, А. В. Гулин. – М.: Наука, 1989. – 432 с.
- Федоренко Р. П. Приближенное решение задач оптимального управления [Текст] / Р. П. Федоренко. – М.: Наука, 1978. – 488 с.

УДК 629.7.036.001

ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. ВЫВОД ФОРМУЛЫ ТЯГИ, ПОЛЕТНОГО (ТЯГОВОГО) КПД ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Б. Ш. Мамедов

Кандидат технических наук, доцент
Запорожский национальный технический университет
ул. Жуковского, 64, г. Запорожье, Украина, 69063

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітря-реактивних двигунів, які приводять до заглушення двигунів при зльоті, польоті та посадці, до зниження безпеки польотів.

Ключові слова: кінематичний аналіз, тяга турбореактивного двигуна.

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей, приводящие к заглоханию двигателей при взлете, полете, посадке, к снижению безопасности полетов.

Ключевые слова: кинематический анализ, тяга турбореактивного двигателя.

Are looked through the drawbacks of modern theory of air-jet engines, which come to engine stopping while takeoff, cruise and takedown, to the lowering of the fly security.

Keywords: kinematical analyse, turbojet engine thrust.

1. Введение, постановка проблемы

В настоящее время участились катастрофы авиалайнеров гражданской авиации, самолетов военной и военно-транспортной авиации по причине заглохания двигателей при взлете, полете и посадке. С позиции уже созданной единой теории двигателей на непрерывных потоках все эти авиационные катастрофы связаны с очень низкой газодинамической устойчивостью работы воздушно-реактивных двигателей (ВРД), установленных на крыле самолета. Поэтому перед авиаспециалистами стоит проблема повышения газодинамической устойчивости работы ВРД на любых режимах работы. Эта проблема основана на недостатках современной теории воздушно-реактивных двигателей и в первую очередь на таком физическом понятии, как процесс генерирования тяги ВРД, отраженный в существующих формулах тяги, полетного (тягового) КПД, теореме о подъемной силе продуваемого профиля.

Вопросами вывода формулы тяги различных типов двигателей занимались многие видные ученые России и зарубежья, среди них следует отметить работы академика Б. С. Стечкина, который в 1929 г. в своей статье «Теория воздушно-реактивного двигателя» дал основные положения теории воздушно-реактивных двигателей, в частности именно в этой статье академик Б. С. Стечкин вывел формулы тяги и полетного (тягового) КПД, заложенные в основу современной теории воздушно-реактивных двигателей, среди них следует отметить также работы профессора Н. Е. Жуковского, который в 1912 г. в своей работе «Вихревая теория гребного винта» заложил основы теории реактивного движения и вихревой теории лопаточных машин, в частности именно в этой статье профессор Н. Е. Жуковский вывел теорему о подъемной силе продуваемого профиля, которая, наряду с формулами тяги, полетного (тягового) КПД академика Б. С. Стечкина, заложена в основу современной теории воздушно-реактивных двигателей.

2. Критика формул тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б. С. Стечкиным в 1929 г.

Критика теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в 1912 г. Постановка цели. Известно, что современная теория воздушно-реактивных двигателей (ВРД) базируется на фундаментальных формулах тяги, полетного (тягового) КПД академика Б. С. Стечкина, которые он вывел в 1929 г. [1], с. 46, 50:

$$R = G_r(C_c - V_n) + (P_c - P_n)F_c, \quad (1)$$

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

и на фундаментальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля профессора Н. Е. Жуковского, которую он вывел в 1912 г. [2], с. 53:

$$P = \rho \omega_\infty \Gamma, \quad (3)$$

где R — тяга двигателя; G_r — секундный массовый расход газового потока через двигатель; C_c — абсолютная осевая скорость газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла ВРД, [1], с. 44, рис. 1.22, 1.23; V_n — скорость

полета; P_c — статическое давление в выходном сечении С-С реактивного сопла ВРД; P_n — статическое давление окружающей среды; F_c — площадь выходного сечения С-С реактивного сопла ВРД; η_n — полетный (тяговый) КПД; P — подъемная сила продуваемого профиля; ρ — плотность потока; ω_∞ — скорость газового потока в бесконечности (перед и за профилем одинакова); Γ — циркуляция скорости газового потока вокруг продуваемого профиля, равняется произведению $t \cdot \Delta W_u$; где t — расстояние между профилями, [2], с. 55, рис. 2.24; ΔW_u — разница закрутки газового потока по W , [2], с. 55, рис. 2.25.

Современная теория ВРД делится на две части: теоретическую и экспериментальную.

Экспериментальная часть — это основа, на которую необходимо опираться при определенных теоретических выводах. Проанализируем формулы (1), (2), (3) на предмет их соответствия экспериментальному опыту современной теории ВРД:

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

2. Согласно формуле тяги (1) увеличение F_c при $P_c > P_n$ приводит к существенному увеличению тяги ВРД. 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 ВРД, см. там же.

3. При $P_c = P_n$ формула тяги (1) преобразуется в

$$R = G_r(C_c - V_n), \quad (4)$$

согласно которой увеличение $V_n(M_n)$ (где M_n — условное обозначение скорости звука) всегда приводит к уменьшению тяги любого ВРД, а при $C_c = V_n$ тяга любого ВРД равняется нулю. Экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что при увеличении $V_n(M_n)$ тяга любого ВРД увеличивается и при $V_n(M_n) = C_c$ в несколько раз превышает тягу ТРД при $V_n = 0$, [1], с. 261, рис. 8.48.

4. При $P_c = P_n$, $V_n = 0$ формула тяги (1) преобразуется в

$$R = G_r C_c, \quad (5)$$

согласно которой расчет тяги любого ВРД не соответствует реальной тяге ВРД, всегда на 3–4 % меньше.

5. Анализ формулы тяги (1) показывает, что к слагаемой части $G_r(C_c - V_n)$, которая является импульсом силы тяги с размерностью кГ·с, прибавляется второе слагаемое $(P_c - P_n)F_c$ с размерностью кГ. Такая смесь размерностей в одном выражении в науке не допускается.

6. Согласно формуле полетного (тягового) КПД (2) при $V_n = C_c$ полетный (тяговый) КПД любого ВРД достигает 100 %, а при $V_n > C_c$ полетный (тяговый) КПД превышает 100 %, что является полным нарушением Закона сохранения энергии, поскольку ни в природе, ни в технике не существует такого КПД.

7. Согласно теореме о подъемной силе продуваемого профиля, формула (3), максимальное давление газового потока на корытце продуваемого профиля находится там,

где циркуляция ($t \cdot \Delta W_u$) максимальна, т. е. на выходной кромке продуваемого профиля, однако экспериментальная часть современной теории ВРД этого абсолютно не подтверждает, наоборот, она устанавливает, что максимальное давление газового потока на корытце продуваемого профиля находится в зоне входной кромки, [2], с. 68, рис. 3.3.

Поэтому физическая основа процесса генерирования подъемной силы продуваемого профиля на основе циркуляции ($t \cdot \Delta W_u$) объяснена профессором Н. Е. Жуковским ошибочно, а теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная в его работе «Вихревая теория гребного винта», нарушает законы механики истечения жидкостей и газов.

Подъемную силу продуваемого профиля необходимо рассматривать только как функцию от тяги, которая генерируется продуваемым профилем, вывод теоремы о подъемной силе продуваемого профиля будет приведен в последующих статьях.

Таким образом, формула тяги, полетного (тягового) КПД (1), (2), теорема о подъемной силе продуваемого профиля, формула (3), не могут быть фундаментальными, поскольку нарушают все законы механики истечения жидкостей и газов.

Недостатки формул тяги, полетного (тягового) КПД (1), (2), теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, формула (3), базируются на неточном применении уравнения Эйлера и полном отсутствии кинематического анализа, поэтому такое основное физическое понятие, как процесс генерирования тяги воздушно-реактивным двигателем, еще не раскрыто.

Таким образом, ошибочный характер фундаментальных формул тяги (1), полетного (тягового) КПД (2), теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, формула (3), привело к созданию ошибочной теоретической части современной теории воздушно-реактивных двигателей, в которой любые физические процессы, имеющие место в ВРД, описываются или неправильно, или неточно, например, такое стратегическое понятие, как процесс генерирования тяги ВРД преподносится студентам в авиационных ВУЗах, специалистам на факультете повышения квалификации в нулевом, с точки зрения науки, знаний, варианте. В результате ни один из авиационных специалистов на данном этапе не может точно назвать причину заглохания двигателей при взлете, полете и посадке.

В современной теории воздушно-реактивных двигателей ошибочная трактовка такого фундаментального понятия, как процесс генерирования тяги, привела к проектированию ВРД с грубыми конструктивными ошибками, приводящими к заглоханию двигателей при взлете, полете и посадке.

Созданная принципиально новая единая теория движителей на непрерывных потоках последовательно, шаг за шагом раскроет не только реальный процесс генерирования тяги ВРД, реальные формулы полетного (тягового) КПД, реальную теорему о подъемной силе продуваемого профиля, причины заглохания двигателей при взлете, полете и посадке, но и разработает реальные направления технического прогресса для любых типов движителей на непрерывных потоках, основанные на повышении их газодинамической стойкости при любых режимах работы, что будет описано в последующих статьях.

3. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивного двигателя

3.1. Выбор контрольного контура. В качестве контрольного контура выбираем зону Н-Н₁, рис. 1, где Н — зона невозмущенного потока, начало ускоренного движения частиц газового потока; Н₁ — зона невозмущенного потока, конец ускоренного движения частиц газового потока.

При $V_n = 0$ под F_n необходимо понимать всю площадь сфероида (рис. 1, поз. 1), расход воздуха через которую равен расходу воздуха через двигатель, а зона невозмущенного потока Н со статическим давлением P_n совпадает с границей этого сфероида, приведенный кинематический анализ выполнен для частиц газового потока (воздуха), расположенных в зоне оси двигателя. Сфероид условно разбит на три зоны А, В, С.

В зоне С инжектируемый двигателем газовый поток при повороте вокруг радиусной части входного сечения воздухозаборника генерирует центробежные силы, которые в свою очередь генерируют отрицательную тягу, [1], с. 82, рис. 3.2,а. Эта отрицательная тяга полностью компенсируется положительной тягой зоны В, рис. 1.

Таким образом, контрольный контур для расчета тяги ТРД при $V_n = 0$ в зоне Н-Н₁ ограничен слева зоной А с площадью $F_{n,пр} = F_{вх}$, где $F_{вх}$ — площадь входного сечения воздухозаборника, сечение d-d, [1], с. 44, рис. 1.22.

При $V_n > 0$, рис. 1, поз. 2, перед воздухозаборником любого ВРД всегда генерируется зона заторможенного потока 2, [1], с. 82, статическое давление в которой существенно превышает P_n . Форма этой зоны заторможенного потока — параболоид. Более подробно о зоне заторможенного потока 2, [4], с. 22, фиг. 1, с. 19.

Вся поверхность этого параболоида характеризуется повышенным одинаковым давлением P_n^* заторможенного потока, через каждую точку поверхности этого параболоида осуществляется подпитка газового потока (воздуха), проходящего через двигатель, поэтому под Н, F_n , для контрольного контура при $V_n > 0$, необходимо понимать всю поверхность параболоида — зоны заторможенного потока, а под приведенной площадью, $F_{n,пр}$, необходимо понимать площадь входного сечения воздухозаборника, $F_{вх}$, на которую сосредоточено давление P_n^* параболоида. Статическое давление внутри параболоида переменное, градиент статических давлений всегда направлен по потоку.

3.2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н₁. К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-Н₁, относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статического давления, $P_i F_i$, где P_i — статическое давление в i-м сечении газодинамического тракта в зоне Н-Н₁; F_i — площадь i-го сечения газодинамического тракта в зоне Н-Н₁.
2. Вторичные динамические (инерционные) силы, $m_r a_i$, где m_r — секундный массовый расход газового потока через двигатель; a_i — ускорение газового потока в i-м сечении газодинамического тракта в зоне Н-Н₁.
3. Сила сопротивления, $P_c F_c$.
4. Сила тяги R ТРД.

Силы трения газового потока о внутренние поверхности ТРД не учитываем.

Необходимо отметить, что первичной внешней силой является движущая сила от изменения статического

давления $P_i F_i$, вторичной внешней силой, которая генерируется только после изменения $P_i F_i$, является динамическая (инерционная) сила, т. е. первична статика, вторична динамика, поэтому вывод формулы тяги ТРД должен базироваться только на изменении первичных движущих сил от изменения статических давлений.

3.3. Кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений газового потока, первичных движущих сил от изменения статического давления в пределах контрольного контура Н-Н₁, вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивного двигателя. Известно, что все двигатели на непрерывных потоках имеют одинаковые зоны [3], [4], рис. 1:

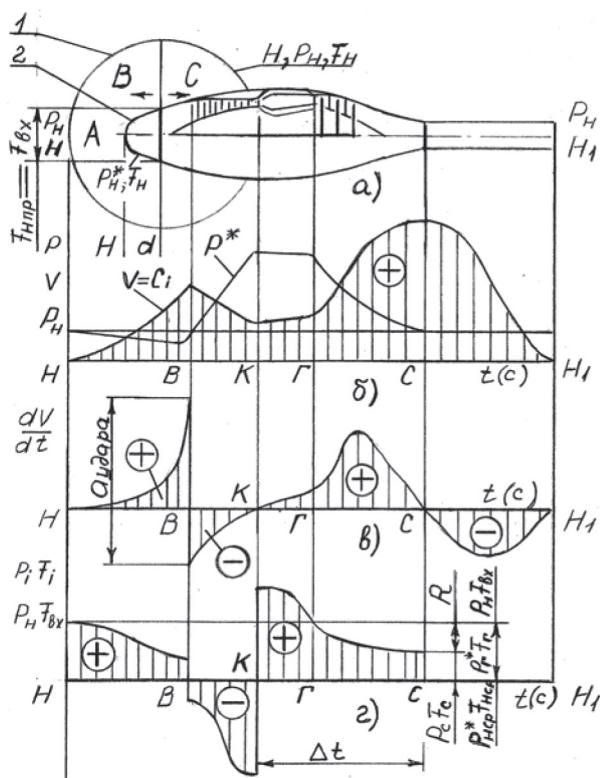


Рис. 1. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (динамических — инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в зоне контрольного контура Н-Н₁ для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивного двигателя при $V_n = 0$

Н-В — зона входа газового потока, в которой поток ускоряется; В-К — зона сжатия газового потока, в которой поток тормозится; К-С — зона ускоряемого газового потока; С-Н₁ — зона реактивной струи, которые регламентируют одинаковую методику вывода одинаковых формул тяги и полетного (тягового) КПД для всех, без исключения, двигателей на непрерывных потоках, что является фундаментальной основой создания единой теории двигателей на непрерывных потоках и разработки строго обоснованных направлений технического прогресса в области авиадвигателестроения.

Основой для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД ТРД является кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений газового

потока (динамических — инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁, рис. 1.

На рис. 1 приводятся: а — контрольный контур для вывода формулы тяги ТРД при $V_n \geq 0$; б — характер изменения осевых скоростей, статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁ при $V_n = 0$; в — кинематический анализ характера изменения осевых ускорений (динамических — инерционных сил) на основе графического дифференцирования графика изменения осевых скоростей газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁ при $V_n = 0$; г — кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁ при $V_n = 0$.

На основе кинематического анализа уравнение Эйлера применяем как проверочный вариант расчета тяги любого двигателя на непрерывных потоках.

Кинематический анализ, который впервые применяется для вывода формул тяги и полетного (тягового) КПД ТРД, показывает (рис. 1,в), что скорость газового потока никогда не создает тягу ТРД, поскольку общая сумма динамических (инерционных) сил в пределах контрольного контура Н-Н₁ всегда равна нулю, этот же кинематический анализ показывает, что первичные движущие силы в зоне Н-В (рис. 1,г) взаимно уничтожаются первичными движущими силами от изменения статического давления в зоне В-К. В зоне реактивной струи градиент первичных движущих сил от изменения статического давления всегда равняется нулю, поскольку в реактивной струе, согласно закону Бойля-Мариотта, $P_i F_i = \text{const}$, газовый поток в реактивной струе движется только под действием инерционных сил.

Таким образом, кинематический анализ показывает, что нескомпенсированной зоной первичных движущих сил от изменения статического давления, в которой генерируется тяга ТРД, является зона К-С — зона ускорения потока под действием градиента первичных движущих сил от изменения статического давления, тяга, в которой рассчитывается как:

$$R = P_{ncp}^* F_{ncp} - P_c F_c \text{ при } V_n = 0, \tag{6}$$

$$R' = P_{ncp}^{*/} F_{ncp} - P_c' F_c \text{ при } V_n > 0, \tag{7}$$

где $P_{ncp}^{*/} = P_{ncp}^* \pm \Delta P_{ncp}^*$; $P_{ncp}^* = P_c^*$ — статическое давление заторможенного потока в сечении Г-Г ТРД при $V_n = 0$; F_{ncp} — площадь газодинамического тракта в сечении Г-Г ТРД; $P_{ncp}^* F_{ncp}$ — средняя первичная движущая сила от изменения статического давления газового потока в сечении Г-Г зоны К-С ТРД при $V_n = 0$, приведенная к зоне невозмущенного потока Н; P_c — статическое давление газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла ТРД при $V_n = 0$; F_c — площадь выходного сечения С-С реактивного сопла ТРД при $V_n = 0$; $P_c F_c$ — сила сопротивления в выходном сечении С-С реактивного сопла ТРД при $V_n = 0$; где R' — тяга ТРД при $V_n > 0$; $P_{ncp}^{*/}$ — статическое давление заторможенного потока в сечении Г-Г ТРД при $V_n > 0$, зависит от C'_{cp} — абсолютной осевой скорости газового потока в сечении Г-Г; $P_{ncp}^{*/} F_{ncp}$ — средняя первичная движущая сила от изменения статического давления газового потока в сечении Г-Г зоны К-С ТРД при $V_n > 0$, приведенная к зоне невозмущенного потока Н; P_c' — статическое давление газового потока в выходном

сечении С-С реактивного сопла ТРД при $V_{п} > 0$; $P_c F_c$ — сила сопротивления в выходном сечении С-С реактивного сопла ТРД при $V_{п} > 0$; $\pm \Delta P_{н\text{ср}}^*$ — уменьшение или приращение статического давления заторможенного потока в сечении Г-Г ТРД при $V_{п} > 0$.

Согласно закону сохранения энергии первичная движущая сила от изменения статического давления в зоне К-С, $P_{н\text{ср}}^*/F_{н\text{ср}}$, всегда равна, рис. 1, первичной движущей силе в сечении Н-Н невозмущенного потока, $P_n F_{н\text{нр}}$ при $V_{п} = 0$, $P_{н\text{ср}}^* F_{н\text{ср}}$ при $V_{п} > 0$, поскольку $F_{н\text{нр}}$ при $V_{п} \geq 0$ всегда равно $F_{вх}$, то формулы тяги (6), (7) можно записать в виде:

$$R = P_n F_{вх} - P_c F_c \text{ при } V_{п} = 0, \quad (8)$$

$$R' = P_{н\text{ср}}^* F_{вх} - P_c F_c \text{ при } V_{п} > 0. \quad (9)$$

Таким образом, тяга ТРД или любого движителя на непрерывных потоках, есть разность между средней первичной движущей силой в зоне К-С ($P_{н\text{ср}}^*/F_{н\text{ср}}$) и силой сопротивления ($P_c F_c$), приведенных к зоне невозмущенного потока Н. по расчетам среднее сечение в зоне К-С совпадает с сечением Г-Г ТРД (рис. 1). Необходимо отметить, что среднее статическое давление в сечении Г-Г, $P_{н\text{ср}}^*$ при $V_{п} > 0$ полностью зависит от изменения средней абсолютной осевой скорости потока $C'_{ср}$ в этом же сечении, а тяговая мощность ТРД всегда равна произведению $R \cdot C'_{ср}$ при $V_{п} = 0$, $R' \cdot C'_{ср}$ при $V_{п} > 0$, поэтому полетный (тяговый) КПД ТРД рассчитывается как:

$$\eta_{т} = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P_{н\text{ср}}^* F_{н\text{ср}}} \right) \cdot 100\% \text{ при } V_{п} = 0, \quad (10)$$

$$\eta_{п} = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P_{н\text{ср}}^* F_{н\text{ср}}} \right) \cdot 100\% \text{ при } V_{п} > 0, \quad (11)$$

где $\eta_{т}$ — тяговый КПД ТРД при $V_{п} = 0$; $\eta_{п}$ — полетный (тяговый) КПД ТРД при $V_{п} > 0$.

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

Для вывода формулы тяги ТРД с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кг или Н, после чего уравнение Эйлера имеет вид второго закона И. Ньютона:

$$m_r \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_r \cdot a = \sum P_i, \quad (12)$$

где m_r — секундный массовый расход газового потока через трубку тока в зоне К-С (рис. 1); ΔV — разность 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; Δt — время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, или время перемещения потока от сечения 1 (К) до сечения 2 (С); $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ — изменение ускорения газового потока в зоне К-С; $m_r \cdot a$ — изменение или инерции газового потока в зоне К-С, которая является одной из внешних сил,

действующих на трубку тока в этой зоне; $\sum P_i$ — сумма всех других внешних сил, включая силу тяги R ТРД, реакции отсоединенных потоков, которые действуют на трубку тока в зоне К-С.

В этом случае уравнение Эйлера (12) читается только так. Изменение силы инерции газового потока $m_r \cdot a$, 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 ТРД, а также реакции отсоединенных потоков от инерционных (динамических) сил и первичных движущих сил от изменения статического давления, действующих на сечение К слева, от зоны Н-К, и на сечение С справа, от зоны С-Н₁.

Запишем уравнение Эйлера (12) в векторной форме:

$$\overline{m_r a} = \overline{P_{ун1}} + \overline{P_{ун2}} + \overline{P_{н\text{ср}}^* F_{н\text{ср}}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R}, \quad (13)$$

где $P_{ун1}$ — реакция отсоединенного потока зоны Н-К от инерционных (динамических) сил, которая действует на сечение К слева; $P_{ун2}$ — реакция отсоединенного потока зоны С-Н₁ от инерционных (динамических) сил, которая действует на сечение С справа;

Реакции отсоединенных потоков в зонах Н-К и С-Н₁, которые действуют на сечения К, С со стороны градиента первичных движущих сил от изменения статического давления, всегда равняются нулю, поэтому уравнение Эйлера (13) можно записать как:

$$\overline{P_{ун1}} + \overline{m_r a} + \overline{P_{ун2}} = \overline{R} + \overline{P_{н\text{ср}}^* F_{н\text{ср}}} + \overline{P_c F_c}. \quad (14)$$

Левая часть этого уравнения является суммой инерционных (динамических) сил в пределах контрольного контура Н-Н₁, которая всегда равняется нулю, тогда в модульной форме:

$$0 = -R + P_{н\text{ср}}^* F_{н\text{ср}} - P_c F_c, \quad (15)$$

$$R = P_{н\text{ср}}^* F_{н\text{ср}} - P_c F_c \text{ при } V_{п} = 0, \quad (16)$$

$$R' = P_{н\text{ср}}^* F_{н\text{ср}} - P_c F_c \text{ при } V_{п} > 0. \quad (17)$$

5. Общие выводы, перспективы дальнейших разработок

Таким образом, выведенные на основе кинематического анализа формулы тяги (6), (7), (8), (9) и полетного (тягового) КПД (10), (11) полностью соответствуют экспериментальной части современной теории воздушно-реактивных двигателей и дают принципиально новое направление технической мысли о процессе генерирования тяги всеми движителями на непрерывных потоках, дают возможность очень просто разбираться и объяснять любые физические явления, которые имеют место в любом ТРД, дают возможность существенно упростить методику расчета двигателя путем введения точных исходных данных по P_n , $F_{вх}$, (сечение d-d), $P_{н\text{ср}}^* F_{н\text{ср}}$ (сечение Г-Г), $P_c F_c$ (сечение С-С), которые рассчитываются по заданной тяге двигателя согласно формул (6), (7), (8), (9), дают возможность наметить перспективу дальнейших разработок:

1. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД.
2. Вывод теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя.

Литература

1. Шляхтянко С. М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтянко. — М. : Машиностроение, 1987. — 568 с.
2. Казанджан П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко. — М. : Машиностроение, 1983. — 223 с.
3. Патент 26883, Україна, МПК В64С 11/00, В64С 27/00, В64Д 35/00, F04К 3/00. Турбогвинтовентиляторний двигун [Текст] / Б. Ш. Мамедов. — № U200705886, заявл. 29.05.2007, опубл. 10.10.2007. Бюл. № 16. — 22 с.
4. Патент 46407, Україна, МПК F04D 27/02, F02К 1/00, F02К 3/00, F02С 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів [Текст] / Б. Ш. Мамедов. — № U200905152, заявл. 25.05.2009, опубл. 25.12.2009. — Бюл. № 24. — 26 с.

УДК 539.3

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕОРИИ ФРАКТАЛОВ ДЛЯ ОПИСАНИЯ СОСТОЯНИЙ РАВНОВЕСИЯ СТЕРЖНЕВЫХ СИСТЕМ

А. Д. Шамровский

Профессор, доктор технических наук*

Контактный тел.: (06 12) 223-82-16

E-mail: adshamr@rambler.ru

Д. Н. Колесник

Аспирант*

Контактный тел.: (06 12) 223-82-21

E-mail: mylogin2006@rambler.ru

*Кафедра программного обеспечения

автоматизированных систем

Запорожская государственная инженерная академия

пр. Ленина, 226, г. Запорожье, 69006

Розглянуто можливість застосування теорії фракталів для дослідження станів рівноваги стержневих систем. Проведено дослідження стержневої конструкції зі знаходженням всіх можливих її стійких положень за допомогою побудови відповідних фрактальних зображень.

Ключові слова: стержнева система, стан рівноваги, фрактал.

Рассмотрена возможность применения теории фракталов для изучения состояний равновесия стержневых систем. Проведено исследование стержневых конструкций с нахождением всех ее возможных положений равновесия при помощи построения соответствующих фрактальных изображений.

Ключевые слова: стержневая система, состояние равновесия, фрактал.

The possibility of applying fractal theory to study the equilibrium of beam systems is considered in this article. The research of beam structure with finding all of its possible equilibrium states was performed by constructing the corresponding fractal images.

Keywords: beam system, equilibrium state, fractal.

Введение

Теория фракталов является достаточно широко освоенной [1–4]. Она может быть применена для описания различных сложных неоднородных, нелинейных систем [2–4]. Так, в [4] представлен необычный взгляд на изучение таких систем. Они представляются в наглядном графическом виде, позволяющем увидеть незаметные с первого взгляда особенности, понятия происходящие в системе процессы. При этом следует учитывать, что «... заглянуть в глубины сложности нелинейных систем можно главным образом с помощью вычислительного эксперимента» [4], поэтому для применения подобных подходов необходимо усиленное использование ЭВМ.

В предыдущей работе авторов [5] изложен метод расчета на прочность и жесткость стержневых систем в условиях конечных перемещений узлов. Этот метод позволяет, в том числе, решать задачи о потере устойчивости систем и об исследовании критической де-

формации систем после потери устойчивости. Здесь, с использованием указанного метода, рассматривается вопрос об исследовании возможных состояний равновесия стержневой системы, как при наличии нагрузки, так и без нее. При этом, для повышения эффективности исследования используется геометрический аппарат фракталов, возможность применения которого обусловлена учетом в методе геометрической нелинейности.

Постановка задачи

Принципиальным отличием нелинейных задач от линейных является многозначность результатов. Любой нелинейный процесс приводит к ветвлению, к развилке на пути, в которой система может выбрать ту или иную ветвь. Мы имеем дело с выбором решений, последствия которых заранее предсказать невозможно. Самые незначительные отклонения возрастают и имеют далеко идущие последствия [4].