

Б. Щ. МАМЕДОВ, канд. техн. наук, доц., ЗНТУ, Запорожье

ГЛАВА 7. ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. ВЫВОД ФОРМУЛЫ ТЯГИ, ПОЛЕТНОГО (ТЯГОВОГО) КПД, ТЕОРЕМЫ О ПОДЪЕМНОЙ СИЛЕ ПРОДУВАЕМОГО ПРОФИЛЯ КРЫЛА ПТИЦЫ, КАК ДВИЖИТЕЛЯ

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей, связанные с ошибочными фундаментальными формулами тяги, полетного (тягового) КПД академика Б.С. Стечкина и теоремы о подъемной силе продуваемого профиля профессора Н.Е. Жуковского. Изд.: 1. Библиогр.: 6 назв.

Ключевые слова: кинематический анализ, тяга продуваемого профиля, подъемная сила.

Введение. Постановка проблемы

С позиции уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках, [1], с. 15-20, [2], с. 146-153, кризис современной классической теории аэродинамики, [3], с. 5-7, основывается не только на ошибочном понимании и, как следствие, на ошибочном применении уравнения Эйлера в теории и расчете воздушно-реактивных двигателей, этот кризис основывается еще и на том, что в основу современной теории воздушно-реактивных двигателей заложены глубоко ошибочные фундаментальные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, выведенные академиком Б.С. Стечкиным в 1929г., и такая же глубоко ошибочная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е. Жуковским в 1912г., которые нарушают все, без исключения, законы механики истечения жидкостей и газов, и на этом основании не могут являться фундаментальными, [1], с. 15-20, [2], с. 146-153.

Поэтому перед единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла проблема показать и доказать, что любой тип движителя на непрерывных потоках, к которым относятся продуваемый профиль крыла птицы, крыла самолета, планера, воздушно-реактивные двигатели и др., имеют абсолютно одинаковые зоны контрольного контура $H-H_1$, регламентирующие вывод абсолютно одинаковых формул тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемого профиля.

Критика теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е. Жуковским в 1912г., постановка цели.

Взгляд Н.Е. Жуковского на процесс генерирования подъемной силы крыла птицы (1912г.) ничем не отличается от аналогичного Леонардо да Винчи (1506 г.). И тот и другой считали, что воздух под крылом птицы уплотняется и создает соответствующую опору, [3], с. 5. Отличительной особенностью мышления Н.Е. Жуковского по сравнению с Леонардо да Винчи является то, что Н.Е. Жуковский, введя такое понятие, как циркуляция, $\Gamma = \oint \Delta W_{\text{ш}}$, [4], с. 54, автоматически ввел понятие градиента статических давлений по корытцу продуваемого профиля. При

этом грубейшей ошибкой Н.Е. Жуковского, свидетельствующей о его ошибочном пространственном и физическом представлении процесса генерирования подъемной силы продуваемого профиля, явилось то, что он ввел абсолютно неправильное направления градиента статических давлений по корытцу продуваемого профиля.

По Н.Е. Жуковскому максимальное давление продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля, согласно его теореме, [4], с.53, находится там, где циркуляция газового потока ($\Gamma = \oint \Delta W_{\text{ст}}$) имеет максимальное значение, т.е. на выходной кромке по корытцу продуваемого профиля, и, соответственно, нулевое давление на входной кромке по корытцу продуваемого профиля, поскольку на входной кромке $\Gamma=0$, т.к. $\Delta W_{\text{ст}} = 0$. Таким образом, градиент статических давлений по корытцу продуваемого профиля, согласно теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е. Жуковским в 1912 г., направлен против продуваемого газового потока, что находится в прямом противоречии с экспериментальными данными той же самой современной теории авиационных двигателей, которые гласят, что максимальное давление продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля находится в зоне входной кромки продуваемого профиля, и это максимальное давление постепенно уменьшается по мере перемещения продуваемого газового потока к выходной кромке продуваемого профиля, регламентируя, таким образом, градиент статических давлений, направленный по потоку, [4], с. 68, рис.3.3.

Таким образом, работа Н.Е. Жуковского «Вихревая теория гребного винта», 1912 г., в которой он вывел свою теорему о подъемной силе продуваемого профиля, [4], с. 53, является ошибочной, поскольку выведенная теорема нарушает все законы механики истечения жидкостей и газов и не может служить фундаментальной ни для какой теории.

Теоретическая часть современной теории воздушно-реактивных двигателей, разработанная на основе ошибочных фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б.С.Стечкиным в 1929г., и на такой же ошибочной фундаментальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е. Жуковским в 1912г., задержала технический прогресс в области авиадвигателестроения более чем на 80 лет, в результате чего дипломированные выпускники авиационных ВУЗ^{об}, будущие конструктора воздушно-реактивных двигателей, не имеют ни малейшего понятия ни о реальном процессе генерирования тяги ВРД, ни о реальном полетном (тяговом) КПД ВРД, ни о реальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, ни о кинематическом анализе, ни о кинематической зоне жесткого (упругого) удара, ни о реальном процессе неустойчивой работы или заглохания ВРД при взлете, полете и посадке, ни о зоне заторможенного потока, и т.д.

Все это говорит о том, что современные ВРД проектируются вслепую, поскольку их технико-экономические, экологические показатели очень далеки от аналогичных ВРД, спроектированных согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, [5],[6].

Таким образом, кризис классической теории аэродинамики базируется на

полном отсутствии фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя, поэтому единая теория движителей на непрерывных потоках ставит своей целью (заданием) на примере продуваемого профиля крыла птицы, как движителя, на основе кинематического анализа, правильного понимания и применения уравнения Эйлера вывести единые для всех типов движителей на непрерывных потоках формулы тяги, полетного (тягового) КПД и теорему о подъемной силе продуваемого профиля.

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

Представленная методика вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя, описывается впервые.

Выбор контрольного контура.

В качестве контрольного контура, как и для воздушно-реактивного двигателя, [1], с. 18, рис. 1, выбираем зону Н-Н₁, где Н- зона невозмущенного потока, начало ускоренного движения частиц газового потока; Н₁- зона невозмущенного потока, конец ускоренного движения частиц газового потока.

Вектор скорости продуваемого газового потока всегда совпадает с вектором относительной скорости W_1 , рис. 1а. Продуваемый газовый поток, перемещающийся со скоростью W_1 , встречая на своем пути лобовую площадь $F_{л}$ продуваемого профиля крыла птицы, генерирует зону заторможенного потока 1, которая является газодинамическим трактом, рис. 1а. Лобовая площадь $F_{л}$ регламентирует расход продуваемого газового потока, прошедшего через движитель (продуваемый профиль крыла птицы), по направлению вектора скорости W_1 . Поскольку кинематический анализ мы проводим только с учетом осевых скоростей, то приведенная к сечению Н-Н $F_{н пр}$ будет равна

$$F_{н пр} = \frac{F_{л}}{\sin \beta_1} \quad (1)$$

где $F_{н пр}$ – приведенная к сечению Н-Н площадь, регламентирующая расход газового потока по осевым скоростям; $F_{л}$ – лобовая площадь крыла птицы по направлению W_1 ; β_1 – гидравлический угол.

Известно, что все движители на непрерывных потоках имеют одинаковые зоны, [1], с. 18, рис. 1, а так же рис. 1 данной статьи: Н-В – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений направлен по потоку; В-К – зона сжатия газового потока, в которой градиент статических давлений направлен против потока; К-С – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, или зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерирует тяга продуваемого профиля крыла птицы, [2], с. 146-153; С-Н₁ – зона реактивной струи, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, если $P_c > P_n$ (недорасширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений равен нулю, если $P_c = P_n$ (нормально расширенный газовый поток), в которой градиент статических давлений направлен против потока, если $P_c < P_n$ (перерасширенный газовый поток), где P_c – статическое давление газового потока в выходном сечении реактивного сопла зоны К-С, P_n – давление окружающей среды.

Необходимо отметить, что в зоне реактивной струи С-Н₁, согласно закона Бойля-Мариотта, градиент первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока всегда равен нулю, поскольку в зоне реактивной струи $P_i F_i = \text{const}$ при любых P_c , где P_i – статическое давление газового потока в i -том сечении реактивной струи, F_i – площадь i -го сечения газодинамического тракта в зоне С-Н₁. Это означает, что газовый поток в зоне реактивной струи С-Н₁ движется только под действием инерционных сил.

На рис. представлено: а – контрольный контур продуваемого профиля крыла птицы Н-Н₁; б – кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁; в – кинематический анализ характера изменения осевых ускорений (вторичных динамических – инерционных сил) продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁; г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого газового потока в пределах контрольного контура крыла птицы Н-Н₁.

Таким образом, при $V_{п} \geq 0$ по корытцу продуваемого профиля крыла птицы всегда генерируется зона заторможенного потока В-С, рис 1, поз. 1, максимальное давление газового потока в этой зоне заторможенного потока находится в зоне входной кромки продуваемого профиля крыла птицы, что находится в полном соответствии с экспериментальными данными, [4], с. 68, рис. 3.3., [2], с. 148, рис. 1.

Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н₁.

Трубкой тока является весь объем газодинамического тракта в пределах контрольного контура 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 продуваемого газового потока в i -м сечении

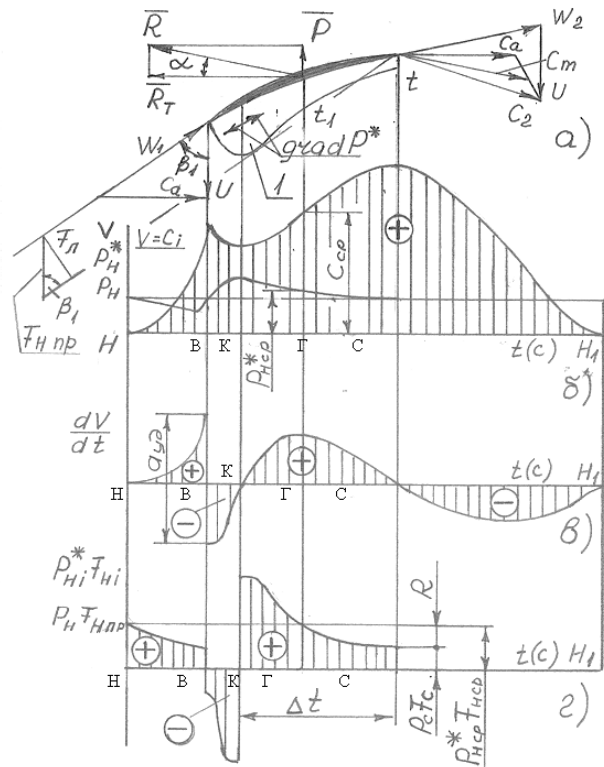


Рис. Кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений (динамических инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого газового потока для вывода формулы тяги, полётного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя

газодинамического тракта в пределах контрольного контура $H-H_1$, F_i – площадь i -го сечения газодинамического тракта в пределах контрольного контура $H-H_1$. 2. Вторичные движущие силы от изменения динамических (инерционных) сил, $m_r a_i$, где m_r – массовый секундный расход продуваемого газового потока через продуваемый профиль крыла птицы, a_i – ускорение газового потока в i -м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура $H-H_1$. 3. Силы сопротивления $P_e F_e$, где F_e – площадь выходного сечения реактивного сопла К-С продуваемого профиля крыла птицы. 4. Сила тяги R продуваемого профиля крыла птицы. 5. Гравитационные силы продуваемого газового потока, которые в горизонтальном полете не учитываются.

Силы трения продуваемого газового потока о поверхность профиля крыла птицы не учитываем.

Кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, ускорений (динамических – инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого газового потока для вывода формулы тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя.

Кинематический анализ, приведенный на рис., показывает, что с определенного сечения $H-H$, которое называется зоной невозмущенного потока, продуваемый газовый поток начинает ускоряться от сечения $H-H$ к сечению $V-V$ по закону движения с нарастающим ускорением, после сечения $V-V$ продуваемый газовый поток, встретив лобовое сопротивление продуваемого профиля крыла птицы, генерирует зону заторможенного потока $V-C$, рис. , поз. 1, в которой в зоне $V-K$ продуваемый газовый поток начинает сжиматься, статическое давление продуваемого потока увеличивается при одновременном уменьшении осевой скорости. Согласно методу графического дифференцирования положительный $tg\alpha$, относительно характеризующий ускорение газового потока, растет в зоне $H-V$, в сечении $V-V$ $tg\alpha$ резко меняет свое значение на отрицательное, что свидетельствует о наличии в сечении $V-V$ кинематической зоны жесткого (упругого) удара, которая генерирует ударные волны, распространяющиеся одинаково во всех направлениях.

Кинематический анализ показывает, что сумма динамических (инерционных) сил, рис. в, в пределах контрольного контура $H-H_1$ всегда равна нулю, это означает, что скорость газового потока, обтекающего продуваемый профиль крыла птицы, никогда не создает тягу.

Кинематический анализ показывает также, что первичные движущие силы, $P_i F_i$, от изменения статического давления в зоне $H-V$ полностью компенсируются аналогичными силами зоны $V-K$, рис. 1г. В зоне реактивной струи $C-H_1$, как уже отмечалось, градиент первичных движущих сил от изменения статического давления всегда равен нулю, поскольку согласно закона Бойля-Мариотта в реактивной струе $P_i F_i = \text{const}$, газовый поток в реактивной струе движется только под действием инерционных сил, [2], с. 146-153.

Таким образом, нескомпенсированной зоной, в которой генерируется тяга продуваемого профиля крыла птицы, как движителя, является зона ускоряемого потока К-С, которую можно назвать реактивным соплом. Работа первичных

движущих сил от изменения статического давления в зоне К-С равна площади заштрихованной геометрической фигуры, рис. 1г, которую мы заменяем площадью прямоугольника со сторонами $P_{нсп}^* F_{нсп}$, КС. Таким образом, согласно Закона сохранения энергии подведенная двигателем в зоне К-С работа

$$A_{п} = P_{нсп}^* F_{нсп} * КС, \quad (2)$$

затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$A_{сc} = P_{c} F_{c} * КС, \quad (3)$$

и на преодоление работы силы тяги

$$A_{R} = R * КС, \quad (4)$$

т.е.

$$A_{п} = A_{сc} + A_{R} \quad (5)$$

Из уравнения (5) определяем, что сила тяги, развиваемая продуваемым профилем крыла птицы, описывается уравнением

$$R = P_{нсп}^* F_{нсп} - P_{c} F_{c}, \text{ при } V_{п} = 0 \quad (6)$$

$$R' = P_{нсп}' F_{нсп}' - P_{c}' F_{c}', \text{ при } V_{п} > 0, \quad (7)$$

где $P_{нсп}' = P_{нсп}^* \pm \Delta P_{нсп}'$, $F_{нсп} = t_1 l$, $F_{c} = t l$, при $V_{п} = 0$, $F_{нсп}' = t_1' l$, $F_{c}' = t' l$ при $V_{п} > 0$.

Полетный (тяговый) КПД определяется из уравнения

$$\eta_{п} = \frac{A_{п}}{A_{п}} \quad (8)$$

$$\eta_{т} = \left(1 - \frac{P_{c} F_{c}}{P_{нсп}^* F_{нсп}} \right) 100\%, \text{ при } V_{п} = 0, \quad (9)$$

$$\eta_{п} = \left(1 - \frac{P_{c}' F_{c}'}{P_{нсп}' F_{нсп}'} \right) 100\%, \text{ при } V_{п} > 0, \quad (10)$$

где R – тяга продуваемого профиля крыла птицы при $V_{п} = 0$; $P_{нсп}^* = P_{г}^*$ – статическое давление в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта продуваемого профиля крыла птицы в зоне К-С при $V_{п} = 0$, приведенное к зоне невозмущенного потока Н, $F_{нсп}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С продуваемого профиля крыла птицы; $P_{нсп}^* F_{нсп}$ – средняя, приведенная к зоне невозмущенного потока Н, первичная движущая сила от изменения статического давления в зоне К-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_{п} = 0$; P_{c} – статическое давление газового потока в выходном сечении С-С газодинамического тракта продуваемого профиля крыла птицы при $V_{п} = 0$; F_{c} – площадь газодинамического тракта в выходном сечении С-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_{п} = 0$; t – толщина газодинамического тракта в выходном сечении С-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_{п} = 0$; $P_{c} F_{c}$ – сила сопротивления статического давления в выходном сечении С-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_{п} = 0$; R' – тяга продуваемого профиля крыла птицы при $V_{п} > 0$; $P_{нсп}' = P_{г}'$ – статическое давление в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта продуваемого профиля крыла птицы в зоне К-С при $V_{п} > 0$, приведенное к зоне невозмущенного потока Н; $F_{нсп}'$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_{п} > 0$, приведенная к зоне невозмущенного потока Н; t_1' – толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_{п} > 0$; $P_{нсп}' F_{нсп}'$ – средняя, приведенная к зоне невозмущенного потока Н, первичная движущая сила от изменения статического давления в зоне К-С продуваемого

профиля крыла птицы при $V_n > 0$; $\pm \Delta P_{\text{кр}}^*$ - приращение или уменьшение статического давления в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта в зоне К-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_n > 0$; P_c^* - статическое давление в выходном сечении С-С газодинамического тракта продуваемого профиля крыла птицы при $V_n > 0$; F_c^* - площадь газодинамического тракта в выходном сечении С-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_n > 0$; $P_c^* F_c^*$ - сила сопротивления статического давления в выходном сечении С-С газодинамического тракта зоны К-С продуваемого профиля крыла птицы при $V_n > 0$; η_T - тяговый КПД продуваемого профиля крыла птицы при $V_n = 0$; η_n - полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля крыла птицы при $V_n > 0$.

Вектор тяги продуваемого профиля крыла птицы \vec{R} всегда направлен противоположно вектору \vec{c}_m средней скорости газового потока, обтекающего продуваемый профиль крыла птицы, рис. 1а, [2], с. 148, рис. 1, при этом вектор тяги \vec{R} наклонен к горизонту под углом α , что дает возможность вектору тяги \vec{R} раскладываться на осевую составляющую тяги \vec{R}_T и подъемную силу продуваемого профиля крыла птицы \vec{P} , которая равна

$$P = R \sin \alpha \quad (11)$$

$$P = (P_{\text{кр}}^* F_{\text{кр}} - P_c^* F_c^*) \sin \alpha, \text{ при } V_n = 0, \quad (12)$$

$$P' = (P_{\text{кр}}'^* F_{\text{кр}}' - P_c' F_c') \sin \alpha', \text{ при } V_n > 0, \quad (13)$$

Как видно из рис., КПД продуваемого профиля крыла птицы зависит также от угла α , чем меньше α , тем выше КПД.

Таким образом, подъемную силу продуваемого профиля крыла птицы необходимо рассматривать только как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем крыла птицы, и угла α , а теорему о подъемной силе продуваемого профиля можно сформулировать в следующем виде:

Подъемная сила продуваемого профиля всегда является функцией от тяги, генерируемой продуваемым профилем, и численно равна произведению тяги продуваемого профиля, как движителя, на $\sin \alpha$, где α – угол между вектором тяги R и горизонтом.

Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги продуваемого профиля крыла птицы, как движителя

Для вывода формулы тяги продуваемого профиля крыла птицы с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй закон И.Ньютона, [2], с. 151-153:

$$m_T \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_T a = \sum P_i, \quad (14)$$

где m_T - секундный массовый расход газового потока через продуваемый профиль крыла птицы, площадь сечения этого потока в зоне невозмущенного потока N , рис. 1, регламентируется $F_{\text{кр}}$, а в зоне заторможенного потока В-С регламентируется площадью газодинамического тракта; ΔV - разница осевых скоростей газового потока на выходе, V_2 , из трубки тока в зоне К-С и на входе, V_1 , в эту же трубку тока; Δt - время импульса внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, или время перемещения потока от сечения К-К до

сечения С-С; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ - изменение ускорения продуваемого газового потока в зоне К-С; $m_{T,a}$ - изменение силы инерции газового потока в зоне К-С; ΣP_i - сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, включая силу тяги R продуваемого профиля крыла птицы, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических - инерционных сил, действующих слева на сечения К-К от зоны Н-К и справа на сечения С-С от зоны С-Н₁.

В этом случае уравнение Эйлера (14) читается только как:

Изменение силы инерции продуваемого газового потока, $m_{T,a}$, 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 продуваемого профиля крыла птицы, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических – инерционных сил, действующих на сечение К-К слева, от зоны Н-К, и на сечение С-С справа, от зоны С-Н₁.

Запишем уравнение Эйлера (14) в векторной формуле:

$$\overline{m_{T,a}} = \overline{P_{ин1}} + \overline{P_{ин2}} + \overline{P_{нсп}^* F_{нсп}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R}, \quad (15)$$

где $P_{ин1}$ - реакция отсоединенного потока зоны Н-К от динамических – инерционных сил, которая действует на сечении К-К слева; $P_{ин2}$ - реакция отсоединенного потока зоны С-Н₁ от динамических – инерционных сил, которая действует на сечение С-С справа; R – тяга продуваемого профиля крыла птицы.

Реакции отсоединенного потока в зоне Н-К и С-Н₁, которые действуют на сечение К-К, С-С со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, всегда равняются нулю, поскольку в зоне Н-К эти силы взаимно уничтожаются зонами Н-В (плюс), В-К (минус), а в зоне С-Н₁ согласно закона Бойля-Мариотта $P_i F_i = \text{const}$, т.е. градиент первичных движущих сил от изменения статического давления газового потока в реактивной струе всегда равен нулю вне зависимости от величины статического давления газового потока в сечении С-С, поэтому уравнение Эйлера (15) можно записать как:

$$\overline{P_{ин1}} + \overline{m_{T,a}} + \overline{P_{ин2}} = \overline{R} + \overline{P_{нсп}^* F_{нсп}} + \overline{P_c F_c} \quad (16)$$

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

$$0 = -R + P_{нсп}^* F_{нсп} - P_c F_c, \quad (17)$$

$$\text{откуда } R = P_{нсп}^* F_{нсп} - P_c F_c, \text{ при } V_n=0, \quad (6)$$

$$R' = P_{нсп}' F_{нсп}' - P_c' F_c', \text{ при } V_n>0 \quad (7)$$

Таким образом, продуваемый профиль крыла птицы, как движитель на непрерывных потоках, генерирует тягу, формулы (6),(7), полетный (тяговый) КПД, формулы (9),(10), которые совпадают с едиными формулами тяги, полетного (тягового) КПД для всех типов движителей на непрерывных потоках,[1],[2], а подъёмная сила продуваемого профиля крыла птицы, формулы(12),(13), полностью совпадает с аналогом для продуваемого лопаточного профиля, профиля крыла самолета, планера и др.

Согласно выведенной теореме о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы установлено, что подъемную силу любого продуваемого профиля всегда нужно рассматривать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что КПД продуваемого профиля дополнительно зависит от угла α , который образуется между вектором тяги R и линией горизонта, установлено также, что все продуваемые профили типа лопастей гребных и воздушных винтов, профилей крыльев самолета, планера, птиц и др. относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

Общие выводы, перспективы дальнейших разработок.

Таким образом, в данной статье полностью решена проблема объяснения динамики полета птиц и других летающих объектов, решена проблема, которая для Леонардо да Винчи (1506г.) и для Н.Е. Жуковского (1912г) так и осталась нерешенной.

Выведенные формулы тяги, полетного(тягового)КПД, теорема о подъемной силе продуваемого профиля крыла птицы полностью вписываются и подтверждают единую теорию движителей на непрерывных потоках, которая гласит, что все движители на непрерывных потоках описываются едиными формулами тяги, полетного (тяговой) КПД, единой теоремой о подъемной силе продуваемого профиля, и, как подтверждение этому, очередная статья будет касаться вывода формулы тяги, полетного(тягового)КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля грот паруса яхты.

Список литературы: 1. 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. -Харьков: изд. Технологический центр. Прикладная механика, 4/7(52),2011, с.15-20, изд. ВАК. 2. 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», -2011, - №33, - с. 146-153, видавництво ВАК. 3. Карачевский Г. Аэродинамика – кризис классической теории. [Текст] /Г. Карачевский/ Техника молодежи, №10, 2006, -с. 5-7. 4. Казанджан П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] /П.К. Казанджан, Н.Д. Тихонов, А.К. Янко/ - М.: Машиностроение, 1983, - 223 с. 5. Патент 86788, Україна, МПК F02K 1/00,F02K 3/00, F02C 7/04. Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] /Б. Ш. Мамедов - № a200607941, заявл. 14.07.2006, опубл. 25.05.2009, Бюл. №10, 2009р., - 24с. 6. Патент 58769, Україна, МПК F02K 1/00,F02K 3/08, F02K 7/00, F02K 3/11. Турбореактивний двигун з форсажною камерою [Текст] /Б. Ш. Мамедов, - № u201011470, заявл. 27.09.2010, опубл. 26.04.2011, Бюл. №8, 2011р., - 34с.

УДК 629.7.036.001

Глава 7. Основи єдиної теорії рушіїв на неперерваних потоках. Вивід формул тяги, польотного (тягового) ККД, теореми о підйомній силі продуваного профілю крила птаха, як рушії / Мамедов Б. Ш. // Вісник НТУ «ХПІ». Серія «Нові рішення в сучасних технологіях». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2012. - № 44(950). С.11 - 20

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітряно-реактивних двигунів, пов'язані з помилковими фундаментальними формулами тяги, польотного (тягового) ККД академіка Б.С. Стечкина та теореми про підйомної силі продувається профілю професора Н.Е. Жуковського
.Из.: 1.Библиогр.: 6 назв.

Ключові слова: кінематичний аналіз, тяга продувається профілю, підйомна сила.

UDK 629.7.036.001

Chapter 7. Foundations of unit theory of movers on continuos flows. Calculation of the formulas of thrust, flying (thrust) efficiency, theorem of the rising force of blowing wing bird profile, as a mover / Mamedov B. / Bulletin of NTU “KhPI”. Subject issue: New desicions of modern technologies. – Kharkov: NTU “KhPI”. – 2012. - № 44(950). P. 11 - 20

We consider the shortcomings of the modern theory of jet engines associated with erroneous basic formulas traction, flying (traction), the efficiency of Academician BS And Stechkin theorem blown lift the profile of Professor NE Zhukovsky. . Im.: 1: Bibliogr.: 6

Keywords: kinematic analysis, the thrust blown profile lift.

Надійшла до редакції 30.06.2012

УДК 621.784.4

А. А. ДУДНИКОВ, канд.техн.наук, проф., ПГАА, Полтава;

А. И. БЕЛОВОД, канд.техн.наук, доц., ПГАА, Полтава;

А. А. КЕЛЕМЕШ, ассис., асп., ПГАА, Полтава

КЛАССИФИКАЦИЯ ИЗНАШИВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННЫХ МАШИН

В статье изложена классификация процессов изнашивания деталей машин и рассмотрен механизм их протекания Из.: 3. Библиогр.: 6 назв.

Ключевые слова: классификация, изнашивание, механизм, деформация

Детали сельскохозяйственной техники и других технологических машин в процессе эксплуатации подвергаются различным видам изнашивания, вызывающим возникновения неисправностей естественного и аварийного характера. Наиболее характерным видом повреждений является износ, возникающий при трении контактируемых поверхностей сопрягаемых деталей.

Изнашивание деталей машин происходит, как правило, под влиянием внешних факторов: характера применения нагрузки, вида смазки и способа её подвода, формы размеров трущихся поверхностей, скорости относительного перемещения трущихся тел и др. Указанные факторы вызывают изменения исходных физико-механических свойств материала контактируемых деталей и изнашивание трущихся поверхностей (ДСТУ 2823-94).

Сила и коэффициент трения могут изменяться в широком диапазоне в зависимости от вида и характера нагрузки, скорости относительного перемещения деталей, видом и условий смазки, шероховатости трущихся поверхностей.

При контакте трущихся поверхностей и относительном их перемещении в поверхностных слоях материала деталей возникают механические и молекулярные взаимодействия, приводящие в конечном итоге к разрушению микрообъемов поверхностей, т.е. к их износу. Интенсивность изнашивания зависит от условий взаимодействия трущихся пар.

По И.В. Крагельскому в процессе трения и изнашивания наблюдается три

© А. А. ДУДНИКОВ, А. И. БЕЛОВОД, А. А. КЕЛЕМЕШ, 2012