

5. Висновки

Отримані в роботі нормативно-методичні матеріали з забезпечення точності складання з термовпливом в машинобудуванні здійснюється за рахунок розробки

наукових засад розрахунку розмірних ланцюгів з урахуванням температурних зазорів, які з'являються в процесі складання при багатоелементному з'єднанні в осьовому напрямленні.

Література

1. Демин, Ф. И. Исследование размерных связей соединений и передач при конструировании и изготовлении изделий [Текст] / Ф. И. Демин // Известия вузов. Авиационная техника. -1982. - № 1. - С. 77-82.
2. Булатов, В. П. Расчет точности машин и приборов [Текст] / В. П. Булатов, И. Г. Фридлиндер. - СПб.: Политехника, 1993. - 495 с.
3. Бородачев, Н. А. Анализ качества и точности производства [Текст] / Н. А. Бородачев. - М.: Машгиз, 1946.-251 с.
4. Кубарев, А. И. Методика расчета размерных цепей [Текст] / А. И. Кубарев Ю. В. Лопаткин. -М.: ВНИИНМАШ, 1970. - 66 с.
5. Солонин, И. С. Расчет сборочных и технологических размерных цепей [Текст] / И. С. Солонин, С. И. Солонин. - М.: Машиностроение, 1980. - 110 с.
6. Rychlik, I. Probability and Risk Analysis [Текст] / I. Rychlik, J. Ryden. - An Introduction for Engineers, Springer, 2006.
7. Juran, J. M. Juran's Quality Handbook [Текст] / J. M. Juran. - McGraw-Hill Professional. - 5th edition. - September 1, 2000. -1730.
8. Saaty, T. L. An eigenvalue allocation model for prioritization and planning [Текст] / T. L. Saaty. - Energy Management and Policy Center, University of Pennsylvania, 1972.
9. Bathe, K. J. Computational Fluid and Solid Mechanics [Текст] / K. J. Bathe. - Elsevier Science, 2003. – 2524.
10. Lombard, M. SolidWorks 2011 Parts Bible [Текст] / M. Lombard. - // John Wiley, 2011. – 864.

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітряно-реактивних двигунів, пов'язані з помилковою теоремою о під'йомній силі продувального профілю, розрахованою професором М. Є. Жуко-вським у його статті "Вихревая теория гребного винта" у 1912 р. Основною помилкою, яку він допустив при виведенні теорему про підйомної сили продувального профілю, формула (1), є введення такого помилкового поняття, як циркуляція

Ключові слова: кінематичний аналіз, тяга продувального профілю, під'йомна сила

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей, связанные с ошибочной теоремой о подъемной силе продувального профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в его статье "Вихревая теория гребного винта" в 1912 г. Основной ошибкой, которую он допустил при выводе теоремы о подъемной силе продувального профиля, формула (1), является введение такого ошибочного понятия, как циркуляция

Ключевые слова: кинематический анализ, тяга продувального профиля, подъемная сила

УДК 629.7.036.001

ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. КРАТКАЯ ТЕОРИЯ ОДНОРЯДНЫХ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

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

1. Введение

В своей статье "Вихревая теория гребного винта" 1912 г. профессор Н. Е. Жуковский приводит вывод теоремы о подъемной силе продувального профиля:

$$P = \rho \omega_{\infty} \Gamma, \tag{1}$$

где $\Gamma = t\Delta W_u$ [1], (2)

где ρ – плотность продувального потока; ω_{∞} – скорость продувального потока в бесконечности; Γ – циркуляция скорости продувального потока вокруг профиля; t – расстояние между продуваемыми профилями; ΔW_u – циркуляция скорости продувального потока вокруг профиля [1].

Основной ошибкой профессора Н. Е. Жуковского, которую он допустил при выводе теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), является введение такого ошибочного понятия, как циркуляция $\Gamma = t\Delta W_u$, поскольку при правильно организованном рабочем процессе обтекания продуваемого профиля, например, лопасти воздушного винта, по корытцу и по спинке лопасти имеет место ламинарное обтекание продуваемого потока и ни о какой циркуляции потока вокруг продуваемого профиля лопасти воздушного винта не может быть и речи. Циркуляцию, или «присоединенный вихрь» профессор Н. Е. Жуковский наблюдал только при наличии отрыва продуваемого потока от спинки продуваемого профиля, зона Н-С-Н [2].

Выведенная профессором Н. Е. Жуковским теорема о подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), не выдерживает критики с любых позиций. Например, проверим формулу (1) на предмет ее соответствия экспериментальным данным той же самой современной теории воздушно-реактивных двигателей, куда она, формула (1), заложена в качестве фундаментальной.

Согласно теореме о подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), максимальное давление продуваемого потока на корытце продуваемого профиля находится там, где циркуляция $\Gamma = t\Delta W_u$ максимальна, т.е. на выходной кромке продуваемого профиля, а нулевое давление продуваемого потока находится там, где циркуляция $\Gamma = t\Delta W_u$ равна нулю, т.е. на входной кромке продуваемого профиля, поскольку на входной кромке $\Delta W_u = 0$, т.е. эпюра давлений по корытцу продуваемого профиля, согласно Н. Е. Жуковскому, имеет максимальное значение на выходной кромке продуваемого профиля и нулевое на входной кромке продуваемого профиля, формируя, таким образом, градиент давлений, направленный против потока, что противоречит всем законам механики истечения жидкостей и газов и экспериментальная часть современной теории ВРД четко это подтверждает, она гласит, что максимальное давление продуваемого потока на корытце продуваемого профиля находится в зоне входной кромки и это давление постепенно уменьшается по мере перемещения продуваемого потока к выходной кромке продуваемого профиля, формируя, таким образом, градиент давлений, направленный по потоку [1], что соответствует всем законам механики истечения жидкостей и газов.

Поэтому физическая основа процесса генерирования подъемной силы продуваемого профиля на основе циркуляции ($\Gamma = t\Delta W_u$), объяснена профессором Н. Е. Жуковским ошибочно, а теорема о подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), выведенная в его статье «Вихревая теория гребного винта» в 1912 г., нарушает все законы механики истечения жидкостей и газов и не может быть фундаментальной ни для какой теории.

Необходимо отметить, что профессор Н. Е. Жуковский работал над своей статьей «Вихревая теория гребного винта» во времена, 1906-1912 г., когда самолетостроение только зарождалось, когда научному миру не были известны такие понятия, как углы атаки, зоны отрыва продуваемого потока по корытцу и спинке продуваемого профиля, генерирующие неустойчивую работу, вибрации, флаттер самолета, поэтому его статью, в которой он приводит вывод теоремы о

подъемной силе продуваемого профиля, формула (1), необходимо рассматривать как первый, но ошибочный шаг на пути познания человеком такого сложнейшего теоретического и физического понятия, как процесс генерирования тяги и подъемной силы продуваемым профилем, как двигателем.

Поэтому перед уже созданной единой теорией двигателей на непрерывных потоках стояла проблема создания правильной теории воздушного винта, которая, как в капле воды, отражала бы единую теорию двигателей на непрерывных потоках, включая правильную теорию воздушно-реактивных двигателей, в которой проведена тесная связь между теорией и экспериментом [3 – 6].

2. Постановка цели

Применение кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных динамически-инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁ для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля лопасти воздушного винта, как двигателя на непрерывных потоках, проводится впервые, а принятая терминология соответствует терминологии современной теории воздушно-реактивных двигателей.

2.1. Выбор контрольного контура

Продуваемый миделевый профиль лопасти воздушного винта вращается по миделевому радиусу относительно оси воздушного винта с окружной скоростью U . Применяя теорему о плоско-параллельном перемещении частиц газового потока, строим треугольник скоростей частиц газового потока на входной кромке продуваемого профиля лопасти воздушного винта, сечение В-В. При вращении лопасти воздушного винта по ее корытцу генерируется зона заторможенного потока 1, в которой все частицы газового потока перемещаются к выходной кромке продуваемого профиля, сечение С-С, при этом на входной кромке генерируется разрежение, которое инжектирует (всасывает) газовый поток от сечения Н-Н. Сечение Н-Н называется зоной невозмущенного потока, с которой начинается контрольный контур, или сечение Н-Н – это начало ускоренного движения частиц газового потока. Таким образом, контрольный контур ограничиваем слева сечением Н-Н, справа сечением Н₁-Н₁ – это сечение, которое характеризует конец ускоренного движения частиц газового потока.

Зона заторможенного потока (рис. 1, поз. 1) характеризуется зоной сжатия газового потока В-К, в которой градиент статических давлений направлен против потока, и зоной ускоренного движения частиц газового потока К-С, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, или, другими словами, зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга продуваемого профиля лопасти воздушного винта. При этом необходимо отметить, что внешний вид зоны заторможенного потока (рис. 1, поз. 1), характер распределения статических давлений в этой зоне полностью соответствует экспериментальным данным

современной теории воздушно-реактивных двигателей по продуваемым профилям [1], где четко и ясно показано, что максимальное давление продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля находится в зоне входной кромки продуваемого профиля, и это максимальное давление продуваемого потока постепенно уменьшается по мере перемещения потока к выходной кромке продуваемого профиля, что полностью соответствует всем законам механики истечения жидкостей и газов.

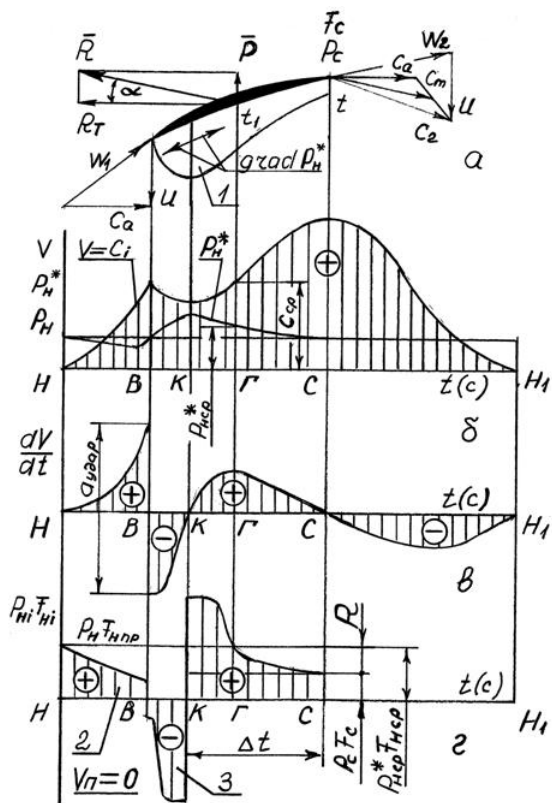


Рис. 1. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных движущих динамически-инерционных сил), первичных движущих сил

На рис. 1 представлено:

а – продуваемый профиль лопасти воздушного винта по миделю;

б – кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей продуваемого потока в пределах контрольного контура Н-Н₁;

в – кинематический анализ характера изменения осевых ускорений (вторичных динамически-инерционных сил) в пределах контрольного контура Н-Н₁;

г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого потока в пределах контрольного контура Н-Н₁.

Положение зоны невозмущенного потока Н-Н регламентируется режимом работы лопасти воздушного винта, при увеличении оборотов воздушного винта сечение Н-Н удаляется от сечения В-В, при уменьшении оборотов воздушного винта сечение Н-Н приближается к сечению В-В. При работе воздушного винта по ко-

рытцу продуваемой лопасти всегда генерируется зона заторможенного потока (рис. 1, поз. 1) которая регламентирует следующие зоны и сечения контрольного контура Н-Н₁ при скорости перемещения воздушного винта, равной нулю:

Н-Н – сечение невозмущенного потока, регламентирующее равенство площадей (работ первичных сил) геометрических фигур (рис. 1, поз. 2, 3);

Н-В – зона ускоряемого газового потока.

В-К – зона сжатия продуваемого газового потока, в которой градиент статических давлений направлен против потока.

К-С – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений направлен за потоком, или зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга продуваемого профиля лопасти воздушного винта.

С-С – выходное сечение реактивного сопла К-С, регламентирующее силу сопротивления $P_c F_c$, где P_c – статическое давление продуваемого потока в сечении С-С, F_c – площадь выходного сечения реактивного сопла К-С.

С-Н₁ – зона выходящей 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_n – давление окружающей среды. При этом в выходящей газовой струе вне зависимости от величины P_c , согласно закона Бойля-Мариотта, $P_i F_i = \text{const}$.

Н₁-Н₁ – сечение невозмущенного потока, в котором ускорение продуваемого газового потока равно нулю.

Зоны контрольного контура Н-Н₁ продуваемого профиля лопасти воздушного винта полностью совпадают с зонами контрольного контура Н-Н₁ турбореактивного двигателя [3], крыла птицы [5] и других движителей на непрерывных потоках. Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, процесс генерирования тяги всеми типами движителей одинаков. Поэтому методика вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД лопасти воздушного винта ничем не будет отличаться от аналогичной для турбореактивных двигателей, а методика вывода теоремы о подъемной силе продуваемого профиля лопасти воздушного винта ничем не будет отличаться от аналогичной для крыла птицы и др. движителей, т.е. единая теория движителей разработала единые, общие для всех типов движителей на непрерывных потоках формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теорему о подъемной силе продуваемого профиля.

2.2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного контура Н-Н₁ лопасти воздушного винта

При характеристике внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного контура Н-Н₁ необходимо учитывать, что всегда первична статика, а вторична динамика.

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне Н-Н₁, относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений $P_i F_i$, где P_i – статическое давление

продуваемого газового потока в i -м сечении 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 динамически-инерционных сил $m_i a_i$, где m_i – массовый секундный расход газового потока через лопасть воздушного винта, a_i – ускорение газового потока в i -м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура $H-H_1$;

3. Силы сопротивления – это силы, которые направлены против потока и к которым могут относиться как первичные движущие силы от изменения статических давлений, например, в зоне В-К, динамически-инерционные силы, когда сила инерции направлена против потока, так и сила сопротивления $P_c F_c$;

4. Сила тяги R лопасти воздушного винта;

5. Гравитационные силы продуваемого газового потока, которые при горизонтальном перемещении не учитываются.

Силы трения газового потока о поверхность лопасти воздушного винта не учитываем.

Таким образом, в контрольном контуре $H-H_1$ рассматривается замкнутая система всех внешних сил, действующих на трубку тока в зоне $H-H_1$, т.е. векторная сумма всех внешних сил в пределах контрольного контура $H-H_1$ всегда равна нулю, замыкает векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда тяга лопасти воздушного винта.

Замкнутая система внешних сил, отражая единый Закон сохранения энергии, предусматривает и равенство работ всех внешних сил, направленных по потоку и против потока. При наличии кинематического анализа работа любых внешних сил условно изображается площадью соответствующих геометрических фигур, например, работа вторичных динамически-инерционных сил, направленных против потока, условно изображается двумя геометрическими фигурами со знаком «плюс», направленных по потоку условно изображается двумя геометрическими фигурами со знаком «минус», рис. 1, в. Согласно Закону сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур со знаком «плюс» всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком «минус», т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым для вторичных динамически-инерционных сил. То же самое касается и первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура $H-H_1$, например, работа первичных сил и сил сопротивлений ($R, P_c F_c$), направленных против потока, условно изображается геометрическими фигурами со знаком «минус», к которым относятся работа первичных сил в зоне В-К, в зоне К-С для силы тяги лопасти воздушного винта R и силы сопротивления $P_c F_c$, работа первичных сил, направленных за потоком, условно изображается геометрическими фигурами со знаком «плюс», к которым относятся работа первичных сил в зоне Н-В, в зоне К-С, рис. 1, г. Согласно Закону сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур для первичных сил со знаком «плюс» всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком «минус», т.е. векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым, при этом замы-

кающим вектором силового многоугольника (линии) для первичных сил и сил сопротивления будет являться тяга R лопасти воздушного винта.

На основании вышеизложенного, уже созданная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) создать новую теорию воздушного винта на основе вывода принципиально новых фундаментальных формул тяги, полетного (тягового) КПД и теоремы о подъемной силе продуваемой лопасти воздушного винта.

3. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил

Кинематический анализ, приведенный на рис. 1, показывает, что при вращении лопасти воздушного винта перед входной кромкой, сечение В-В, генерируется разрежение и частицы газового потока с некоторого сечения Н-Н, которое называется зоной невозмущенного потока, начинают перемещаться к сечению В-В с нарастающим ускорением, рис. 1, в. При достижении входной кромки лопасти воздушного винта газовый поток сжимается, его осевая скорость уменьшается, а статическое давление, наоборот, увеличивается. Процесс сжатия газового потока осуществляется до сечения К-К, после которого газовый поток в зоне К-С ускоряется, зона К-С при этом является реактивным соплом, в котором генерируется тяга R лопасти воздушного винта.

При этом необходимо отметить, что вектор тяги R , который генерируется лопастью воздушного винта, всегда противоположен среднему вектору C_m , рис. 1, а, и составляет определенный угол α к горизонту или к оси вращения воздушного винта, разложение вектора тяги R на две составляющие R_T, P , где P – это подъемная сила, генерируемая лопастью воздушного винта, дает возможность сформулировать теорему о подъемной силе продуваемой лопасти воздушного винта.

Кинематический анализ показывает, что касательная к любой точке кривой, характеризующей изменение осевых скоростей газового потока в зоне Н-В, имеет определенный угол наклона α к горизонту, при этом $\tan \alpha$, условно характеризующий ускорение газового потока, с увеличением осевой скорости последнего растет и имеет положительное значение. В сечении В-В $\tan \alpha$ мгновенно меняет свое значение на отрицательное, что является свидетельством наличия в сечении В-В так называемой кинематической зоны жесткого (упругого) удара, сила которого прямо пропорциональна произведению секундной массы газового потока на ускорение удара, рис. 1, в, генерируя в окружающее пространство мощные ударные волны в колебательном режиме, что является основным недостатком всех однорядных воздушных винтов, регламентируя окружающую скорость на лопастях воздушных винтов не более 290-310 м/с.

Кинематический анализ показывает, что вторичные динамически-инерционные силы в пределах контрольного контура $H-H_1$ дают общую сумму, равную нулю, или, другими словами, суммарная работа вторичных динамически-инерционных сил в пределах контрольного контура $H-H_1$ всегда равна нулю

(рис. 1, в). Графически это выражается в том (рис. 1, в), что площадь геометрических фигур, условно отражающих работу вторичных динамически-инерционных сил со знаком "плюс", всегда равны площади геометрических фигур со знаком "минус".

Исходя из этого, кинематический анализ делает следующий вывод: изменение скорости продуваемого газового потока, обтекающего продуваемую лопасть воздушного винта в пределах контрольного контура Н-Н₁, генерирует динамически-инерционные силы, сумма которых в пределах контрольного контура Н-Н₁ всегда равна нулю, это означает, что скорость продуваемого потока никогда не создает тягу движителя. Тяга любого движителя на непрерывных потоках создается только положительной работой первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого потока в зоне К-С, поскольку положительная работа первичных сил в зоне К-С, рис. 1, г, полностью компенсируется отрицательной работой силы тяги R движителя и отрицательной работой силы сопротивления P_{сF_с}.

Кинематический анализ показывает, что к основным недостаткам однорядных воздушных винтов относятся:

1. Повышенная децибельная характеристика, которая регламентируется ударными волнами, генерируемыми в кинематической зоне жесткого (упругого) удара (рис.1, в, сечение В-ВГ);
2. Наличие кинематической зоны жесткого (упругого) удара (рис. 1, в, сечение В-В);
3. Низкая окружная скорость вращения воздушных винтов, что регламентируется п.2;
4. Закрутка потока на выходе из лопасти воздушного винта;
5. Отклонение вектора тяги R лопасти воздушного винта от оси вращения на угол α.

Кинематический анализ показывает также, что отрицательная работа первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока в зоне В-К полностью компенсируется положительной работой первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого потока в зоне Н-В.

Таким образом, нескомпенсированной зоной работы первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока, в которой генерируется тяга продуваемой лопасти воздушного винта, является зона К-С. Работа, подведенная к продуваемому газовому потоку в зоне К-С, численно равна площади геометрической фигуры, ограниченной параболической кривой и осью абсцисс, заштрихованная зона со знаком "плюс". Площадь этой геометрической фигуры равна площади прямоугольника со сторонами P_{иср}^{*} · F_{иср}, KC. Поэтому, с учетом соответствующих масштабов, можно записать, что работа в зоне К-С равна:

$$A_{\text{н}} = P_{\text{иср}}^* \cdot F_{\text{иср}} \cdot KC, \quad (\text{кГ}\cdot\text{м}), \quad (3)$$

где KC равно перемещению потока за время Δt, рис. 1, г.

Подведенная к продуваемому водно-газовому газовому потоку в зоне К-С работа A_н затрачивается на преодоление работы силы сопротивления:

$$A_{\text{сс}} = P_{\text{сF}_{\text{с}}} \cdot KC, \quad (\text{кГ}\cdot\text{м}), \quad (4)$$

и на преодоление работы силы тяги лопасти воздушного винта:

$$A_{\text{R}} = R \cdot KC, \quad (\text{кГ}\cdot\text{м}). \quad (5)$$

Таким образом, можно записать:

$$A_{\text{н}} = A_{\text{сс}} + A_{\text{R}}, \quad \text{или} \quad (6)$$

$$P_{\text{иср}}^* \cdot F_{\text{иср}} \cdot KC = P_{\text{сF}_{\text{с}}} \cdot KC + R \cdot KC, \quad (7)$$

откуда:

$$R = P_{\text{иср}}^* \cdot F_{\text{иср}} - P_{\text{сF}_{\text{с}}}, \quad \text{при } V_{\text{н}} = 0, \quad (8)$$

$$R' = P_{\text{иср}}^{\prime} \cdot F_{\text{иср}}^{\prime} - P_{\text{сF}_{\text{с}}}^{\prime}, \quad \text{при } V_{\text{н}} > 0, \quad (9)$$

где P_{иср}^{*} = P_{иср}^{*} ± P_{иср}^{*},

где ±P_{иср}^{*} приращение или уменьшение среднего статического давления заторможенного газового потока в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта при V_н > 0, рис. 1.

Любое изменение скорости полета влечет за собой изменение всех пяти параметров, входящих в формулы тяги (8, 9) продуваемой лопасти воздушного винта.

Таким образом, векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, согласно уравнений (8, 9), всегда замыкается вектором тяги R, R' продуваемой лопасти воздушного винта.

Полетный (тяговый) КПД продуваемой лопасти воздушного винта определяется из уравнения:

$$\eta_{\text{н}} = \frac{A_{\text{R}}}{A_{\text{н}}}, \quad (10)$$

откуда:

$$\eta_{\text{т}} = \left(1 - \frac{P_{\text{сF}_{\text{с}}}}{P_{\text{иср}}^* \cdot F_{\text{иср}}} \right) \cdot 100\%, \quad \text{при } V_{\text{н}} = 0; \quad (11)$$

$$\eta_{\text{н}} = \left(1 - \frac{P_{\text{сF}_{\text{с}}}^{\prime}}{P_{\text{иср}}^{\prime} \cdot F_{\text{иср}}^{\prime}} \right) \cdot 100\%, \quad \text{при } V_{\text{н}} > 0. \quad (12)$$

Необходимо отметить, что направление вектора тяги R продуваемой лопасти воздушного винта всегда противоположно вектору средней скорости C_т, рис. 1, а, и всегда составляет определенный угол α с направлением скорости полета V_н, поэтому теорема о подъемной силе продуваемой лопасти воздушного винта описывается уравнением:

$$P = R \cdot \sin \alpha, \quad (13)$$

откуда:

$$P = (P_{\text{иср}}^* \cdot F_{\text{иср}} - P_{\text{сF}_{\text{с}}}) \cdot \sin \alpha, \quad \text{при } V_{\text{н}} = 0; \quad (14)$$

$$P' = (P_{\text{иср}}^{\prime} \cdot F_{\text{иср}}^{\prime} - P_{\text{сF}_{\text{с}}}^{\prime}) \cdot \sin \alpha', \quad \text{при } V_{\text{н}} > 0. \quad (15)$$

Поэтому теореме о подъемной силе продуваемой лопасти воздушного винта можно сформулировать следующим образом:

Подъемная сила продуваемой лопасти воздушного винта всегда является функцией от тяги, генерируемой продуваемой лопастью и рассчитывается по формулам (13 – 15).

Отклонение вектора тяги R, R' , генерируемой продуваемой лопастью воздушного винта, от оси воздушного винта на угол α влияет на конечное значение полетного (тягового) КПД:

$$\eta_r = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P_{\text{ср}}^* F_{\text{ср}}} \right) \cdot 100\% \cdot \sin \alpha, \text{ при } V_n = 0; \quad (16)$$

$$\eta_n = \left(1 - \frac{P'_c F'_c}{P_{\text{ср}}'^* F_{\text{ср}}'} \right) \cdot 100\% \cdot \sin \alpha', \text{ при } V_n > 0. \quad (17)$$

В формулах (3 – 17) приняты следующие обозначения:

R – тяга продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n = 0$;

$P_{\text{ср}}^* = P_r^*$ – статическое давление продуваемого газового потока в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта зоны К-С, приведенное к зоне невозмущенного потока H , при $V_n = 0$;

$F_{\text{ср}}$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С, равная $t_1 \cdot l$ при $V_n = 0$, где t_1 – толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г, l – длина лопасти воздушного винта;

P_c – статическое давление продуваемого газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С при $V_n = 0$;

F_c – площадь газодинамического тракта в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С, равная $t \cdot l$, где t – толщина газодинамического тракта в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С при $V_n = 0$;

α – угол между направлением вектора тяги R и осью воздушного винта при $V_n = 0$;

η_r – тяговый КПД продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n = 0$;

R – подъемная сила продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n = 0$;

R' – тяга продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n > 0$;

$P_{\text{ср}}'^* = P_r'^*$ – статическое давление продуваемого газового потока в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта зоны К-С, приведенное к зоне невозмущенного потока H , при $V_n > 0$;

$F_{\text{ср}}'$ – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С при $V_n > 0$, равная $t'_1 \cdot l$, где t'_1 – толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г при $V_n > 0$;

P'_c – статическое давление продуваемого газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С при $V_n > 0$;

α' – угол между направлением вектора тяги R' и осью воздушного винта при $V_n > 0$;

η_n – полетный (тяговый) КПД продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n > 0$;

R' – подъемная сила продуваемой лопасти воздушного винта при $V_n > 0$;

3.1. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги продуваемой лопасти воздушного винта

Для вывода формулы тяги продуваемой лопасти воздушного винта с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность $\kappa\Gamma$ или H , после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй закон И. Ньютона [7, 8]:

$$m_r \cdot \frac{\Delta V}{\Delta t} = m_r \cdot a = \sum P_i, \quad (18)$$

где m_r – секундный массовый расход газового потока через продуваемую лопасть воздушного винта, площадь сечения этого потока в зоне невозмущенного потока H , рис. 1, а, регламентируется площадью $F_{Hпр}$, равной лобовой площади продуваемого профиля по направлению вектора W_1 , а в зоне заторможенного потока В-С регламентируется площадью газодинамического тракта; ΔV – разница осевых скоростей на выходе, V_2 , из трубки тока в зоне К-С (сечение С-С) и на входе, V_1 , в эту же трубку тока (сечение К-К); 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; $m_r \cdot a$ – изменение силы инерции продуваемого газового потока в зоне К-С; $\sum P_i$ – сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, включая силу тяги R продуваемой лопасти воздушного винта, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических-инерционных сил, действующих слева на сечение К-К от зоны Н-К и справа на сечение С-С от зоны С-Н₁.

В этом случае уравнение Эйлера (18) читается только так: изменение силы инерции продуваемого 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 продуваемой лопасти воздушного винта, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений, 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 (18) в векторной форме:

$$\overline{m_r a} = \overline{P_{ин1}} + \overline{P_{ин2}} + \overline{P_{Hпр}^* F_{Hпр}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R}, \quad (19)$$

где $P_{ин1}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-К от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение К-К слева; $P_{ин2}$ – реакция отсоединенного потока зоны С-Н₁ от динамических-инерционных сил, которая действует на сечение С-С справа; R – тяга продуваемой лопасти воздушного винта.

Реакции отсоединенных потоков в зоне Н-К и С-Н₁, которые действуют на сечения К-К, С-С со стороны первичных движущих сил, от изменения статических давлений продуваемого газового потока всегда рав-

няются нулю, поэтому уравнение Эйлера (19) можно записать так:

$$\overline{P_{ин_1}} + \overline{m_1 \dot{\alpha}} + \overline{P_{ин_2}} = \overline{R} + \overline{P_{Нер}^* F_{Нер}} + \overline{P_c F_c} \quad (20)$$

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

$$0 = -R + P_{Нер}^* F_{Нер} - P_c F_c, \quad (21)$$

откуда следует формула (8).

Таким образом, продуваемая лопасть воздушного винта генерируют тягу, полетный (тяговый) КПД, которые рассчитываются по единым формулам тяги, полетного (тягового) КПД для всех типов движителей на непрерывных потоках, (8, 9, 11, 12) согласно уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках.

Согласно выведенной теореме о подъемной силе продуваемой лопасти воздушного винта, установлено, что подъемную силу любого продуваемого профиля (грот парус яхты, крыло птицы, самолета, планера, любой лопаточный профиль, включая продуваемую лопасть воздушного винта и др.) всегда нужно рассчитывать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что полетный (тяговый) КПД любого продуваемого профиля, включая лопасть воздушного винта, дополнительно зависит от угла α , который образуется между вектором тяги R и осью воздушного винта, формулы (16), (17), установлено также, что все продуваемые лопасти любых воздушных винтов, как и турбореактивные двигатели, относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

Исходя из вышеизложенного, единая теория движителей на непрерывных потоках ставит дополнительную цель (задание) перед организациями и фирмами, владеющими аэродинамической трубой, выдать все табличные данные согласно формул (8, 9, 16, 17) с целью существенного упрощения расчета лопастей любых воздушных винтов, поскольку разработанная краткая теория воздушного винта, согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, утверждает, что конструктор не должен рассчитывать лопасть воздушного винта, он должен выбрать ее из табличных данных, оформленных согласно формул (8, 9, 16, 17).

4. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок

Содержание данной статьи открывает широкие перспективы, прежде всего её практического применения, например, отклонение вектора тяги R лопасти воздушного винта на угол α от оси воздушного винта, рис. 1, а, ставит перед конструкторами решаемую задачу: какие воздушные винты необходимо применить, чтобы обеспечить их максимальный КПД путем обеспечения угла α , равного нулю.

Для получения исходных данных для такого расчета ведущим организациям, фирмам, владеющим аэродинамической трубой, необходимо провести целенаправленную продувку различных профилей лопастей воздушных винтов с целью точной фиксации геометрических и газодинамических параметров зоны заторможенного потока В-С (рис. 1, поз. 1).

Таким образом, современная теория воздушно-реактивных двигателей, основанная на ошибочных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б.С.Стечкиным в 1929 г. [3], и на такой же ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, формулы (1, 2), выведенной профессором Н. Е. Жуковским в 1912 г., задержала технический прогресс в области авиадвигателестроения, более чем на 80 лет, в результате чего выпускники авиационных Вузов, будущие конструктора авиадвигателей, не имеют ни малейшего понятия о реальном процессе генерирования тяги турбореактивными двигателями, о реальном термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах P-V, T-S, о реальном физическом представлении процесса генерирования отрывных течений, о реальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, о реальном кинематическом анализе характера изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений (вторичных движущих динамически-инерционных сил), первичных движущих сил от изменения статических давлений потока в пределах контрольного контура Н-Н₁, рис. 1, о реальных зонах заторможенного потока и т.д.

Исходя из вышеизложенного, конечной целью серии статей будет являться: показать и доказать, что тягу воздушных винтов можно увеличить на 200-300%, если устранить кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В-В, рис. 1, в [9, 10]. Поэтому очередная статья будет касаться полного анализа контрвращающихся воздушных винтов.

Литература

1. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко. – М.: Машиностроение, 1983. – 223 с.
2. Мамедов, Б. Ш. Глава 9. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках (краткая теория крыла самолета) [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – 2012. – №50(956). – С. 3-17.
3. 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.
4. 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 на-

- ціонального технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – 2011. – №33. – С. 146-153.
5. Мамедов, Б. Ш. 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 [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – 2012. – №44(950). – С. 11-20.
 6. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги паруса [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2012. – №5/7 (59). – С. 11-17.
 7. Мамедов, Б. Ш. Применение уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД воздушно-реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при $V_n \geq 0$ [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – 2013. – №4(978). – С. 3-15.
 8. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Вывод формул тяги, полетного (тягового) КПД ракетных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – №1/7(61). – С. 67-71.
 9. 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 взлете, полете и посадке [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – 2011. – №34. – С. 124-134.
 10. Мамедов, Б. Ш. Глава 5. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Разработка нового направления технического прогресса в области теории и проектирования воздушных винтов, связанное с внедрением в зоне Н-В синусоидального характера изменения осевых скоростей и ускорений газового потока [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – 2011. – №43. – С. 142-150.

Розглянуто рух рідини в баку прямокутної форми космічного апарату (КА) під дією постійної горизонтальної збурюючої сили. За допомогою аналітичного підходу розроблено математичну модель коливань рідини в баку з урахуванням вимушених коливань вільної поверхні. Результати чисельно-параметричних досліджень на основі лінеалізованої математичної моделі узгоджуються з результатами експериментальних досліджень та дозволяють визначити характер переорієнтації рідини

Ключові слова: космічний апарат, паливний бак, вільна поверхня рідини, потенціал швидкості

Рассматривается движение жидкости в баке прямоугольной формы космического аппарата (КА) под действием постоянной горизонтальной возмущающей силы. С помощью аналитического подхода разработана математическая модель колебаний жидкости в баке с учётом вынужденных колебаний свободной поверхности. Результаты численно-параметрических исследований на основе линеализованной математической модели согласовываются с результатами экспериментальных исследований и позволяют определить характер переориентации жидкости

Ключевые слова: космический аппарат, топливный бак, свободная поверхность жидкости, потенциал скорости

УДК 629.7.014.18

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЫНУЖДЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ СВОБОДНОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЖИДКОСТИ В БАКАХ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

К. В. Горелова

Младший научный сотрудник
Кафедры проектирования и конструкций
Днепропетровский национальный
университет им. Олеса Гончара
пр. Гагарина, 72, г. Днепропетровск,
Украина, 49010
E-mail.: gorelova-kristi@mail.ru

1. Введение

Исследования свободных колебаний жидкости в емкостях представлены достаточно широко. В то же время решение задачи о вынужденных колебаниях жидкости,

имеющей свободную поверхность, является довольно затруднительным. В имеющихся работах Рабиновича, Микишева, Моисеева, Румянцева и Саттерли исследования о вынужденных колебаниях жидкости ограничены случаями движения емкости по гармоническому