

*Розглядаються недоліки сучасної теорії повітря–реактивних двигунів, які пов’язані з помилковою теоремою о підйомній силі продувального профілю, яку професор М. Є. Жуковський вивів у 1912 році у своїй статті «Вихревая теория гребного винта»*

*Ключові слова: кінематичний аналіз, супутнообертаючіє повітряні гвинти, тяга і під’ємна сила продувального профілю*

*Рассматриваются недостатки современной теории воздушно–реактивных двигателей, основанные на ошибочной теореме о подъёмной силе продувального профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в 1912 г. в его статье «Вихревая теория гребного винта»*

*Ключевые слова: кинематический анализ, спутновращающиеся воздушные винты, тяга и подъёмная сила продувального профиля*

# ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. КРАТКАЯ ТЕОРИЯ СПУТНОВРАЩАЮЩИХСЯ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

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

## 1. Введение

Кинематический анализ, проведенный для однорядных воздушных винтов, [1], показывает, что к основным недостаткам последних относятся:

1. Повышенная децибелльная характеристика, которая регламентируется мощными ударными волнами, генерируемыми в кинематической зоне жёсткого (упругого) удара, [1].

2. Наличие кинематической зоны жёсткого (упругого) удара, которая генерирует мощные ударные волны в колебательном режиме, которые одинаково распространяются во все стороны, [1].

3. Низкая окружная скорость вращения однорядных воздушных винтов (290–310 м/с), которую невозможно увеличить из-за наличия кинематической зоны жёсткого (упругого) удара в сечении В–В, п.2, поскольку мощные ударные волны в колебательном режиме, которые генерируются в этой зоне и направленные против потока, например, тормозят последний, уменьшая  $C_a$  ниже расчётного значения, что неизбежно приводит к развитому срыву потока по спинкам продуваемых профилей воздушных винтов, так как углы атаки  $i$  при этом превышают  $5-7^\circ$ , где  $C_a$  – осевая скорость продуваемого газового потока на входных кромках лопастей однорядного воздушного винта.

4. Закрутка газового потока на выходе из лопастей однорядного воздушного винта, что способствует генерированию дополнительного  $\text{grad } P$ , который после выходной кромки лопастей стягивает вращающийся газовый поток в жгут, тормозя последний, уменьшая, при этом осевую скорость и увеличивая статическое давление газового потока за выходным сечением С–С лопасти воздушного винта.

5. Отклонение вектора тяги  $R$  лопастей однорядного воздушного винта от оси вращения на угол  $\alpha$ , что приводит к снижению тяги и КПД воздушного винта

6. Низкие экологические и технико-экономические показатели однорядных воздушных винтов, которые регламентируются п.п. 1–5.

Известные контрвращающиеся воздушные винты, [1], предназначены для раскрутки газового потока после первого рабочего колеса, т. е. для устранения только одного недостатка однорядных воздушных винтов, связанного с п.4, все остальные недостатки однорядных воздушных винтов присущи и контрвращающимся воздушным винтам.

В современной технической литературе по теории и расчёту однорядных воздушных винтов, например, [2], полностью отсутствует правильный вывод формул тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемой лопасти воздушного винта, основанный на кинематическом анализе характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных движущих динамических–инерционных сил) газового потока в пределах контрольного контура  $H-H_1$ , теория относительности.

Известный вывод теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н. Е. Жуковским в его статье «Вихревая теория гребного винта», 1912 г., является ошибочным, подробная критика его теоремы приведена в [3, 4] и др. источниках.

В патенте [1] приводится разработка принципиально нового типа движителей на непрерывных потоках – спутновращающихся воздушных винтов, которые полностью устраняют все шесть недостатков однорядных воздушных винтов и позволяют увеличить тягу второго спутновращающегося воздушного винта на 200-300 % по сравнению с однорядным воздушным винтом за счёт увеличения оборотов.

На основании вышеизложенного, перед единой теорией движителей на непрерывных потоках стояла

проблема создания краткой теории спутновращающихся воздушных винтов, основанной на применении неизвестного в современной теории воздушных винтов метода кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных движущих динамических – инерционных сил) газового потока с целью вывода единых для всех типов движителей на непрерывных потоках формул тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемой лопасти второго спутновращающегося воздушного винта, раскрыть все преимущества спутновращающихся воздушных винтов перед однорядными и конртвращающимися воздушными винтами.

## 2. Постановка цели

Применение кинематического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных движущих динамических–инерционных сил) газового потока в пределах контрольного контура Н–Н<sub>1</sub> для вывода формул тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля лопастей спутновращающихся воздушных винтов, как движителя на непрерывных потоках, проводится впервые.

Принятая терминология соответствует терминологии современной теории воздушно–реактивных двигателей

### 2. 1. Принцип работы спутновращающихся воздушных винтов

Рабочие колёса 1, 2, рис. 1, спутновращающихся воздушных винтов вращаются в одном направлении, при этом производительность второго по ходу потока рабочего колеса 2 выше производительности рабочего колеса 1, что достигается более высокими оборотами и гидравлическими углами  $\beta_1$  лопастей второго рабочего колеса по сравнению с первым, обеспечивая окружную скорость вращения  $U_2 > U_1$ , при этом, в связи с нарастанием осевой скорости газового потока, что приводит к сужению газодинамического тракта, наружный диаметр второго по ходу потока рабочего колеса меньше наружного диаметра первого рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов.

Таким образом, второе рабочее колесо спутновращающихся воздушных винтов, создавая разрежение перед входными кромками своих лопастей, инжектирует (всасывает) газовый поток через каналы между лопастями первого рабочего колеса, которое в данном режиме работы не сжимает газовый поток, а служит только вращающимся направляющим аппаратом с заданным законом вращения (заданными оборотами). Разрежение, которое генерируется перед входными кромками лопастей второго по ходу потока рабочего колеса, способствует увеличению относительных скоростей  $W_2$  и  $W_1$  соответственно на выходе ( $W_2$ ) и входе ( $W_1$ ) в лопасти первого рабочего колеса. Увеличение  $W_1$  при постоянной  $U_1$  способствует закрутке входящего газового потока в зоне Н–В<sub>1</sub> против вращения спутновращающихся воздушных винтов. На рис. 1

закрутка входящего газового потока в сечении В<sub>1</sub>–В<sub>1</sub> изображена вектором  $C_{1n}$ . Таким образом, в зоне Н–В<sub>1</sub> газовый поток претерпевает плавную нарастающую закрутку, которая достигает своего максимального значения в сечении В<sub>1</sub>–В<sub>1</sub>. Под действием центробежных сил, которые максимальны в сечении В<sub>1</sub>–В<sub>1</sub>, генерируется дополнительный градиент статических давлений газового потока,  $grad P_d$ , направленный к центру сечения В<sub>1</sub>– В<sub>1</sub>, который стягивает поток в жгут до и после сечения В<sub>1</sub>– В<sub>1</sub>, при этом в зоне Н– В<sub>1</sub>  $grad P_d$  способствует дополнительному ускорению газового потока, а в зоне В<sub>1</sub>–В<sub>2</sub> способствует его торможению, получая синусоидальную характеристику изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н–В<sub>2</sub>, [1], обеспечивая нулевое ускорение газового потока на входных кромках лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов. Раскрутка газового потока до осевого направления осуществляется в пределах ширины лопастей первого рабочего колеса – вращающегося направляющегося аппарата, рис. 1, а, план скоростей газового потока на выходе из лопасти первого рабочего колеса при расчётной диффузорности лопастей.

Таким образом, в сечении В<sub>2</sub>–В<sub>2</sub> имеет место кинематическая зона неупругого удара, сила которого зависит от наклона характеристики изменения осевых скоростей в зоне В<sub>2</sub>–К<sub>2</sub>, при этом ускорение неупругого удара, [1],  $a_{уд}$ , существенно уступает ускорению жёсткого (упругого) удара в сечении В–В однорядных воздушных винтов, [1].

Поэтому в спутновращающихся воздушных винтах мы имеем реальную возможность увеличить обороты второго по ходу потока рабочего колеса в 2–3 раза по сравнению с оборотами однорядного воздушного винта, получив ту же самую силу удара, которая генерируется в сечении В–В однорядных воздушных винтов. Увеличение оборотов второго по ходу потока рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов в 2–3 раза по сравнению с расчётными оборотами однорядных воздушных винтов означает и увеличение тяги спутновращающихся воздушных винтов на 200–300 % по сравнению с однорядными воздушными винтами, при одновременном улучшении экологических и технико-экономических показателей спутновращающихся воздушных винтов.

### 2. 2. Выбор контрольного контура

Продуваемые миделевые профили лопастей первого и второго рабочих колёс спутновращающихся воздушных винтов, рис. 1, вращаются в одном направлении с окружными скоростями  $U_1$ ,  $U_2$  соответственно, при этом  $U_1 < U_2$ . Применяя теорему о плоскопараллельном перемещении частиц газового потока, строим планы скоростей на входных и выходных кромках лопастей первого и второго рабочих колёс спутновращающихся воздушных винтов, сечения В<sub>1</sub>–В<sub>1</sub>, С<sub>1</sub>–С<sub>1</sub>, В<sub>2</sub>–В<sub>2</sub>, С<sub>2</sub>–С<sub>2</sub>.

Поскольку производительность второго рабочего колеса выше производительности первого рабочего колеса, то газовый поток инжектируется (всасывается) от сечения Н–Н, которое называется сечением невозмущённого потока, градиент статических давлений при этом направлен по потоку, [1]. Таким образом, контрольный контур спутновращающихся воздушных

винтов ограничен слева сечением Н–Н – это начало ускоренного движения частиц газового потока, справа сечением Н<sub>1</sub>–Н<sub>1</sub> – это конец ускоренного движения частиц газового потока.

Необходимо отметить, что зона заторможенного потока В<sub>2</sub>–С<sub>2</sub> генерируется только по корытцам лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов. Зона заторможенного потока на лопастях первого рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов не генерируется, поскольку газовый поток инжектируется (всасывается) через каналы между лопастями первого рабочего колеса, которое играет роль только вращающегося направляющего аппарата.

Зона заторможенного потока В<sub>2</sub>–С<sub>2</sub>, рис. 1, поз. 3, характеризуется зоной сжатия газового потока В<sub>2</sub>–К<sub>2</sub>, в которой градиент статических давлений направлен против потока, и зоной ускоренного движения частиц газового потока К<sub>2</sub>–С<sub>2</sub>, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, или, другими словами, зона К<sub>2</sub>–С<sub>2</sub> – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга продуваемых профилей лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов. При этом необходимо отметить, что внешний вид зоны заторможенного потока В<sub>2</sub>–С<sub>2</sub>, рис. 1, поз. 3, характер распределения статических давлений в этой зоне полностью соответствует экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей по продуваемым профилям, [5], где чётко 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.

На рис. 1. представлено:

а – продуваемые профили лопастей первого и второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов по миделю;

б – кинематический анализ характера изменения статических давлений, осевых скоростей продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н–Н<sub>1</sub> спутновращающихся воздушных винтов;

в – кинематический анализ характера изменений осевых ускорений (вторичных движущих динамических – инерционных сил) спутновращающихся воздушных винтов в пределах контрольного контура Н–Н<sub>1</sub>;

г – кинематический анализ характера изменения первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока спутновращающихся воздушных винтов в пределах контрольного контура Н–Н<sub>1</sub>;

Положение зоны невозмущённого потока, сечение Н–Н, регламентируется режимом работы спутновращающихся воздушных винтов, при увеличении оборотов рабочих колёс сечение Н–Н удаляется от сечения В<sub>1</sub>–В<sub>1</sub>, при уменьшении оборотов сечение Н–Н приближается к сечению В<sub>1</sub>–В<sub>1</sub>.

При работе спутновращающихся воздушных винтов в пределах контрольного контура Н–Н<sub>1</sub> всегда генерируются следующие зоны и сечения при скорости перемещения (полёта)  $V_{п} \geq 0$ :

Н–Н – сечение невозмущённого потока, регламентирующее равенство площадей (работ первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока) в зонах Н–В<sub>2</sub> и В<sub>2</sub>–К<sub>2</sub>, рис. 1;

Н–В<sub>1</sub> – зона ускоряемого газового потока, в которой поток постепенно закручивается и достигает максимальной закрутки С<sub>1н</sub>, рис. 1, в сечении В<sub>1</sub>–В<sub>1</sub> при этом генерируется дополнительный градиент статических давлений,  $grad P_d$ , направленный к центру сечения В<sub>1</sub>–В<sub>1</sub>, который стягивает газовый поток в жгут до и после сечения В<sub>1</sub>–В<sub>1</sub>;

В<sub>1</sub>–С<sub>1</sub> – зона раскрутки газового потока до осевого направления, в этой зоне газовый поток начинает тормозиться и стягиваться в жгут под действием дополнительного градиента статических давлений,  $grad P_d$ , от максимальных центробежных сил, генерируемых в сечении В<sub>1</sub>–В<sub>1</sub>, зона В<sub>1</sub>–С<sub>1</sub> является началом формирования экстремума синусоидального характера изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н–В<sub>2</sub>, в точке экстремума, сечение В<sub>1</sub>–В<sub>1</sub>, ускорение газового потока максимально, рис. 1 в.

С<sub>1</sub>–В<sub>2</sub> – зона осевого газового потока, который продолжает тормозиться дополнительным градиентом статических давлений,  $grad P_d$ , обеспечивая при этом 100%-ную стабилизацию осевых скоростей от комля до периферии лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов, в зоне С<sub>1</sub>–В<sub>2</sub> завершается формирование синусоидального характера изменения осевых скоростей газового потока в зоне Н–В<sub>2</sub>, обеспечивая при этом нулевое ускорение газового потока на входных кромках лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов, рис. 1, б, в зоне Н–В<sub>2</sub> градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений направлены по потоку;

В<sub>2</sub>–К<sub>2</sub> – зона сжатия газового потока по корытцу продуваемого профиля лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов, в которой градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений направлены против потока;

К<sub>2</sub>–С<sub>2</sub> – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений и градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений, рис. 1, г, направлены по потоку, или зона К<sub>2</sub>–С<sub>2</sub> – это реактивное сопло, в котором генерируется вся тяга (100 %) спутновращающихся воздушных винтов;

С<sub>2</sub>–Н<sub>1</sub> – зона выходящей струи из второго спутновращающегося воздушного винта, в которой при  $P_c > P_n$  градиент статических давлений направлен по потоку, а градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока равен нулю, поскольку в выходящей струе, согласно закона Бойля–Мариотта,  $P_1 F_1 = const$  при любых  $P_c$ , при  $P_c = P_n$  градиент статических давлений газового потока равен нулю, градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений тоже равен нулю, при  $P_c < P_n$  градиент статических давлений газового потока направлен против потока, а градиент первичных движущих сил от изменения статических давлений равен нулю, т.е. работа первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в зоне выходящей струи С<sub>2</sub>–Н<sub>1</sub> при любых значениях  $P_c$

всегда равна нулю, газовый поток в выходящей струе движется только под действием инерционных сил;

$H_1-H_1$  – сечение невозмущенного потока, в котором ускорение продуваемого газового потока равно нулю.

Зоны контрольного контура  $H-H_1$  спутновращающихся воздушных винтов, рис. 1, полностью совпадают с зонами контрольного контура турбореактивных двигателей, [6, с. 18, рис. 1], крыла птицы, [7, с. 14, рис. 1], паруса грот, [8, с. 13, рис. 1], и других движителей на непрерывных потоках. Согласно единой теории движителей на непрерывных потоках процесс генерирования тяги всеми типами движителей на непрерывных потоках одинаков. Поэтому методика вывода формул тяги, полётного (тягового) КПД лопастей спутновращающихся воздушных винтов ничем не будет отличаться от аналогичной для турбореактивных двигателей, а методика вывода теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля лопастей спутновращающихся воздушных винтов ничем не будет отличаться от аналогичной для крыла птицы, паруса, и др. движителей, т.е. единая теория движителей разработала единые, общие для всех типов движителей на непрерывных потоках, формулы тяги, полётного (тягового) КПД, теорему о подъёмной силе продуваемого профиля.

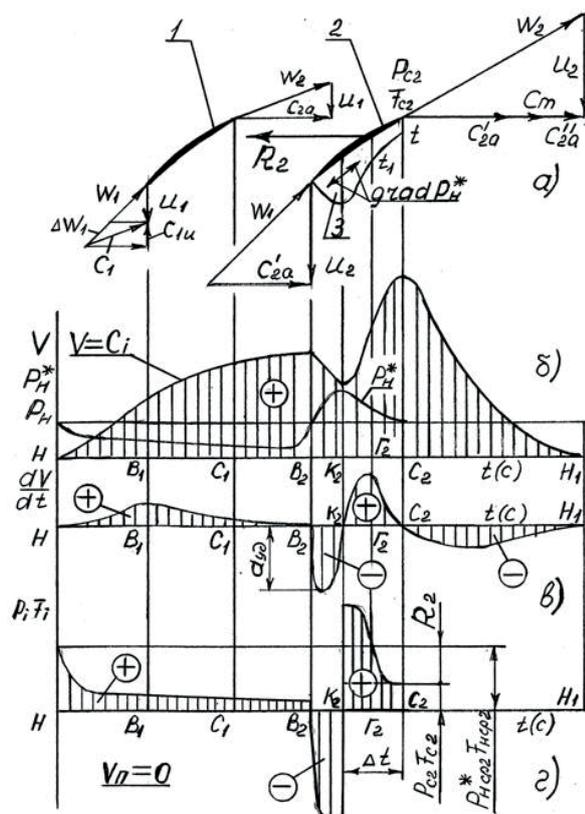


Рис. 1. Кинематический анализ характера изменения статических давлений, первичных движущих сил от изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений

**2. 3. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного контура  $H-H_1$  лопастей спутновращающихся воздушных винтов**

При характеристике внешних сил, действующих на трубку тока в зоне контрольного контура  $H-H_1$

лопастей спутновращающихся воздушных винтов, необходимо учитывать, что всегда первична статика, а вторична динамика газового потока.

К внешним силам, действующим на трубку тока в зоне  $H-H_1$ , относятся:

1. Первичные движущие силы от изменения статических давлений газового потока,  $P_i F_i$ , 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 динамических-инерционных сил,  $m_T a_i$ , где  $m_T$  – 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, направленные против потока, к которым могут относиться как первичные движущие силы от изменения статических давлений, например, в зоне  $B_2-K_2$ , так и динамические – инерционные силы, когда сила инерции направлена против потока, сила сопротивления  $R_{c2} F_{c2}$ .

4. Сила тяги  $R_2$  лопастей спутновращающихся воздушных винтов, которая, как и сила сопротивления  $R_{c2} F_{c2}$  для зоны контрольного контура  $K_2-C_2$ , всегда направлена против потока при своём положительном значении. На отдельных участках контрольного контура  $H-H_1$ , например, в зоне  $B_2-K_2$ , генерируется отрицательная внешняя сила тяги, которая направлена по потоку, однако она всегда скомпенсирована положительной силой тяги, которая генерируется в зоне  $H-B_2$  спутновращающихся воздушных винтов.

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

Силы трения газового потока о поверхность лопастей спутновращающихся воздушных винтов не учитываем.

Таким образом, в контрольном контуре  $H-H_1$  рассматривается замкнутая система всех внешним 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 лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов.

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 динамических-инерционных сил, направленных против потока, условно изображается двумя геометрическими фигурами со знаком «плюс», направленных по потоку, условно изображаются двумя геометрическими фигурами со знаком «минус», рис. 1, в. Согласно Закона сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур для вторичных движущих динамических-инерционных сил со знаком «плюс» всегда равна сумме площадей геометрических фигур со знаком «минус», т. е. вектор-

ный силовой многоугольник, в нашем случае линия, всегда должен быть замкнутым для вторичных движущих динамических–инерционных сил, места для замыкающего вектора силы тяги  $R$  в этом силовом многоугольнике – линии нет, поэтому скорость газового потока, генерирующая вторичные движущие динамические–инерционные силы, тяги никогда не создаёт.

Тяга в любом движителе на непрерывных потоках создаётся только первичными движущими силами от изменения статических давлений газового потока, например, спутновращающихся воздушных винтов. Закон сохранения энергии касается и для первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в пределах контрольного контура  $H-H_1$ , например, работа первичных движущих сил в зоне  $H-B_2$  со знаком «плюс», рис. 1г, полностью компенсируется работой первичных движущих сил в зоне  $B_2-K_2$  со знаком «минус». Положительная работа первичных движущих сил в зоне  $K_2-C_2$  полностью компенсируется отрицательной работой внешних сил – сил сопротивления  $P_{c2}F_{c2}$  и силы тяги  $R_2$  лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов.

Отрицательная работа этих внешних сил сопротивлений,  $P_{c2}F_{c2}$ ,  $R_2$ , в виде прямоугольных геометрических фигур со знаком «минус» на рис. 1 условно не показана, но её всегда необходимо иметь в виду.

Работа первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока в зоне  $C_2-H_1$ , как уже отмечалось, всегда равна нулю, поскольку работа силы  $P_{c2}F_{c2}$  на участке  $C_2-H_1$  всегда компенсируется равной и противоположно направленной работой силы  $P_{H1}F_{H1}$  на этом же участке, поскольку согласно закона Бойля – Мариотта, в выходящей струе

$$P_{c2}F_{c2} = P_H F_H = P_{H1} F_{H1} = \text{const.} \quad (1)$$

Газовый поток в зоне выходящей струи  $C_2-H_1$  движется только под действием силы инерции.

Таким образом, согласно Закона сохранения энергии сумма площадей геометрических фигур, изображающих работу первичных движущих сил от изменения статических давлений и вторичных движущих динамических–инерционных 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, а для первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока таким замыкающим вектором всегда является тяга  $R_2$  лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов.

На основании вышеизложенного уже разработанная единая теория движителей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) создать новую теорию спутновращающихся воздушных винтов на основе вывода принципиально новых фундаментальных формул тяги, полётного (тягового) КПД и теоремы о подъёмной силе продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов, показать и доказать, что спутновращающиеся воздушные винты способны увеличить тягу на 200 – 300 % по сравнению с однорядными воздушными винтами.

## 2. 4. Применение кинематического анализа характера изменений статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений

Кинематический анализ, приведенный на рис.1, показывает, что основой для увеличения оборотов второго рабочего колеса в 2–3 раза по сравнению с однорядными воздушными винтами, а значит и увеличения тяги на 200–300 %, является наличие осевой скорости газового потока в зоне  $C_1-B_2$  и полное устранение кинематической зоны жёсткого (упругого) удара в сечении  $B_2-B_2$ , которая имеет место в однорядных воздушных винтах, [1], путём замены характера движения частиц газового потока с нарастающим ускорением, что имеет место в однорядных воздушных винтах в зоне  $H-B$ , [1], на синусоидальный, обеспечивающий нулевое ускорение частиц газового потока в сечении  $B_2-B_2$  спутновращающихся воздушных винтов, рис. 1, б, зона  $H-B_2$ .

Кинематический анализ показывает также, что отрицательная работа первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока в зоне  $B_2-K_2$  полностью компенсируется положительной работой первичных движущих сил в зоне  $H-B_2$ .

Таким образом, кинематический анализ показывает, что нескомпенсированной зоной работы первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока, в которой генерируется тяга продуваемых лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов, является зона  $K_2-C_2$ . Работа, подведенная к продуваемому газовому потоку в зоне  $K_2-C_2$ , 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,  $K_2C_2$ . Поэтому, с учётом соответствующих масштабов, можно записать, что подведенная движителем к газовому потоку работа в зоне  $K_2-C_2$  равна

$$A_{n2} = P_{ncp2}^* \cdot F_{ncp2} \cdot K_2C_2, \quad (\text{кГм}), \quad (2)$$

где  $K_2C_2$  равно перемещению потока за время  $\Delta t$ , рис. 1, г.

Подведенная к продуваемому газовому потоку в зоне  $K_2-C_2$  работа  $A_{n2}$  затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$A_{cc2} = P_{c2} \cdot F_{c2} \cdot K_2C_2, \quad (\text{кГм}), \quad (3)$$

и на преодоление работы силы тяги

$$A_{R2} = R_2 \cdot K_2C_2, \quad (\text{кГм}) \quad (4)$$

Таким образом, можно записать

$$A_{n2} = A_{cc2} + A_{R2}, \quad (5)$$

или

$$P_{ncp2}^* \cdot F_{ncp2} \cdot K_2C_2 = P_{c2} \cdot F_{c2} \cdot K_2C_2 + R_2 \cdot K_2C_2 \quad (6)$$

откуда

$$R_2 = P_{ncp2}^* \cdot F_{ncp2} - P_{c2} \cdot F_{c2}, \text{ при } V_{п} = 0, \quad (7)$$

$$R_2' = P_{ncp2}' \cdot F_{ncp2}' - P_{c2}' \cdot F_{c2}', \text{ при } V_{п} > 0, \quad (8)$$

где

$$P_{ncp2}' = P_{ncp2}^* \pm \Delta P_{ncp2}^*, \quad (9)$$

где  $\pm \Delta P_{ncp2}^*$  – приращение или уменьшение среднего статического давления заторможенного газового потока в среднем сечении  $\Gamma_2-\Gamma_2$  газодинамического тракта, рис. 1, при  $V_{п} > 0$ , при этом  $\pm \Delta P_{ncp2}^*$  зависит от скорости газового потока в среднем сечении  $\Gamma_2-\Gamma_2$ .

Любое изменение скорости полёта (перемещения) влечёт за собой изменение всех пяти параметров, входящих в формулы тяги (7), (8) продуваемых лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов. Естественно, полную тягу лопастей второго рабочего колеса необходимо рассчитывать с учётом количество лопастей

Вывод формул тяги (8) при  $V_{п} > 0$  для лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов аналогичен вышеприведенному.

Полётный (тяговый) КПД продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов определяется из уравнения

$$\eta_{п2} = \frac{R_2}{n_2}, \quad (10)$$

откуда

$$\eta_{п2} = \left( 1 - \frac{P_{c2} \cdot F_{c2}}{P_{ncp2}^* \cdot F_{ncp2}} \right) \cdot 100\%, \text{ при } V_{п} = 0, \quad (11)$$

$$\eta_{п2} = \left( 1 - \frac{P_{c2}' \cdot F_{c2}'}{P_{ncp2}' \cdot F_{ncp2}'} \right) \cdot 100\%, \text{ при } V_{п} > 0. \quad (12)$$

Необходимо отметить, что направление вектора тяги  $R_2$  второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов всегда противоположно среднему вектору скоростей  $C_m$ .

Для однорядных воздушных винтов направление вектора тяги никогда не совпадает с осью вращения винта, всегда составляет определённый угол  $\alpha$ , [7]

Поэтому теорему о подъёмной силе продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов в общем виде можно описать уравнением

$$P_2 = R_2 \cdot \sin \alpha, \quad (13)$$

откуда

$$P_2 = (P_{ncp2}^* \cdot F_{ncp2} - P_{c2} \cdot F_{c2}) \sin \alpha, \text{ при } V_{п} = 0, \quad (14)$$

$$P_2' = (P_{ncp2}' \cdot F_{ncp2}' - P_{c2}' \cdot F_{c2}') \cdot \sin \alpha', \text{ при } V_{п} > 0, \quad (15)$$

где  $P_2$  – подъёмная сила продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов.

Поэтому теорему о подъёмной силе продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновра-

щающихся воздушных винтов можно сформулировать следующим образом:

Подъёмная сила продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов всегда является функцией от тяги, генерируемой продуваемым профилем лопасти и рассчитывается по формулам (13), (14), (15).

Отклонение вектора тяги  $R_2$  от оси воздушного винта на угол  $\alpha$  влияет на конечное значение полётного (тягового) КПД

$$\eta_{п2} = \left( 1 - \frac{P_{c2} \cdot F_{c2}}{P_{ncp2}^* \cdot F_{ncp2}} \right) \cdot 100\% \cdot \sin \alpha, \text{ при } V_{п} = 0, \quad (16)$$

$$\eta_{п2} = \left( 1 - \frac{P_{c2}' \cdot F_{c2}'}{P_{ncp2}' \cdot F_{ncp2}'} \right) \cdot 100\% \cdot \sin \alpha', \text{ при } V_{п} > 0. \quad (17)$$

Для спутновращающихся воздушных винтов диффузорность лопастей второго рабочего колеса рассчитывается такой, чтобы угол  $\alpha$  на расчётном режиме был бы равен нулю.

В формулах (2 – 17) для лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов приняты следующие обозначения:

$R_2$  – тяга продуваемой лопасти второго рабочего колеса при  $V_{п} = 0$ ;

$P_{ncp2}^*$  =  $P_{r2}^*$  – статическое давление продуваемого газового потока в среднем сечении  $\Gamma_2-\Gamma_2$ ;

$F_{ncp2}$  – площадь газодинамического тракта в среднем сечении  $\Gamma_2-\Gamma_2$  зоны  $K_2-C_2$ , равная  $t_1 \cdot l$ , где  $t_1$  – толщина газодинамического тракта в среднем сечении  $\Gamma_2-\Gamma_2$ ,  $l$  – длина лопасти воздушного винта;

$P_{c2}$  – статическое давление продуваемого газового потока в выходном сечении  $C_2-C_2$  реактивного сопла зоны  $K_2-C_2$  при  $V_{п} = 0$ ;

$F_{c2}$  – площадь газодинамического тракта в выходном сечении  $C_2-C_2$  реактивного сопла зоны  $K_2-C_2$ , равная  $t \cdot l$ , где  $t$  – толщина газодинамического тракта в выходном сечении  $C_2-C_2$  реактивного сопла зоны  $K_2-C_2$  при  $V_{п} = 0$ ;

$\alpha$  – угол между направлением вектора тяги  $R_2$  и осью воздушного винта при  $V_{п} = 0$ ;

$\eta_{п2}$  – тяговый КПД продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов при  $V_{п} = 0$ ;

$P_2$  – подъёмная сила продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса при  $V_{п} = 0$ ;

$R_2'$  – тяга продуваемой лопасти второго рабочего колеса при  $V_{п} > 0$ ;

$P_{ncp2}'$  =  $P_{r2}'$  – статическое давление продуваемого газового потока в среднем сечении  $\Gamma_2-\Gamma_2$  газодинамического тракта зоны  $K_2-C_2$ , приведенное к зоне невозмущённого потока  $H$  при  $V_{п} > 0$ , зависит также от осевой скорости газового потока в среднем сечении  $\Gamma_2-\Gamma_2$ ;

$F_{ncp2}'$  – площадь газодинамического тракта в среднем сечении  $\Gamma_2-\Gamma_2$  зоны  $K_2-C_2$  при  $V_{п} > 0$ , равная  $t_1' \cdot l$ , где  $t_1'$  – толщина газодинамического тракта в среднем сечении  $\Gamma_2-\Gamma_2$  при  $V_{п} > 0$ ;

$P_{c2}'$  – статическое давление продуваемого газового потока в выходном сечении  $C_2-C_2$  реактивного сопла зоны  $K_2-C_2$  при  $V_{п} > 0$ ;

$F_{c2}'$  – площадь газодинамического тракта в выходном сечении  $C_2-C_2$  реактивного сопла зоны  $K_2-C_2$ ,

равная  $t' \cdot l$ , где  $t'$  – толщина газодинамического тракта в выходном сечении  $C_2-C_2$  реактивного сопла зоны  $K_2-K_2$  при  $V_n > 0$ ;

$\alpha^1$  – угол между направлением вектора тяги  $R'_2$  и осью воздушного винта при  $V_n > 0$ ;

$\eta_{n2}$  – полётный (тяговый) КПД продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов при  $V_n > 0$ ;

$P'_2$  – подъёмная сила продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов при  $V_n > 0$ ;

## 2. 5. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта

Для решения поставленной задачи рассмотрим правильное применение уравнения Эйлера для трубки тока в зоне  $K_2-C_2$ , [9, 10].

Для вывода формулы тяги продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на  $\Delta t$  с целью перехода на размерность кГ или Н, после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй Закон И. Ньютона:

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

где  $m_r$  – секундный массовый расход газового потока через продуваемую лопасть воздушного винта,  $\Delta V$  – разница осевых скоростей на выходе,  $V_2$ , из трубки тока в зоне  $K_2-C_2$ , сечение  $C_2-C_2$ , и на входе,  $V_1$ , в ту же трубку тока, сечение  $K_2-K_2$ ;  $\Delta t$  – время импульса всех внешних сил, действующих на трубку тока в зоне  $K_2-C_2$ , или время перемещения потока от сечения  $K_2-K_2$  до

сечения  $C_2-C_2$ ;  $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$  – изменение ускорения проду-

ваемого газового потока в зоне  $K_2-C_2$ ;  $\sum P_i$  – сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне  $K_2-C_2$ , включая силу тяги  $R_2$  продуваемой лопасти спутновращающихся воздушных винтов, реакции отсоединённых потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных движущих динамических–инерционных сил продуваемого газового потока, действующих слева на сечение  $K_2-K_2$  от зоны Н– $K_2$  и справа на сечение  $C_2-C_2$  от зоны  $C_2-N_1$ , рис. 1, г.

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  $K_2-C_2$ , всегда равняется сумме всех остальных внешних сил, включая силу тяги  $R_2$  продуваемой лопасти воздушного винта, а также реакции отсоединённых потоков от первичных движущих сил от изменения статических давлений, вторичных движущих динамических–инерционных сил продуваемого газового потока, действующих на сечение  $K_2-K_2$  слева от зоны Н– $K_2$  и справа на сечение  $C_2-C_2$  от зоны  $C_2-N_1$ .

Запишем уравнение Эйлера (18) в векторной форме:

$$m_r a = \overline{P_{ин1}} + \overline{P_{ин2}} + \overline{P_{иср2}^* \cdot F_{иср2}} + \overline{P_{c2} \cdot F_{c2}} + \overline{R_2}. \quad (19)$$

где  $P_{ин1}$  – реакция отсоединённого потока зоны Н– $K_2$  от динамических–инерционных сил, которая действует на сечение  $K_2-K_2$  слева;  $P_{ин2}$  – реакция отсоединённого потока зоны  $C_2-N_1$  от динамических–инерционных сил, которая действует на сечение  $C_2-C_2$  справа;  $R_2$  – тяга продуваемой лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов.

Реакции отсоединённых потоков зон Н– $K_2$  и  $C_2-N_1$ , которые действуют на сечения  $K_2-K_2$ ,  $C_2-C_2$  со стороны первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока, всегда равняются нулю, поэтому уравнение Эйлера (19) можно записать так:

$$\overline{P_{ин1}} + \overline{m_r a} + \overline{P_{ин2}} = \overline{R_2} + \overline{P_{иср2}^* \cdot F_{иср2}} + \overline{P_{c2} \cdot F_{c2}}. \quad (20)$$

Левая часть этого уравнения является суммой вторичных движущих динамических–инерционных сил в пределах контрольного контура Н– $N_1$ , которая для любых движителей на непрерывных потоках, включая рассматриваемые спутновращающиеся воздушные винты, всегда равняется нулю, рис.1в, тогда в модульной форме:

$$0 = -R_2 + P_{иср2}^* \cdot F_{иср2} - P_{c2} \cdot F_{c2}, \quad (21)$$

откуда следует (7).

Таким образом, продуваемая лопасть второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов генерирует тягу, полётный (тяговый) КПД, теорему о подъёмной силе продуваемого профиля, которые рассчитываются по единым формулам тяги, полётного (тягового) КПД, теореме о подъёмной силе продуваемого профиля для всех типов движителей на непрерывных потоках, (7), (8), (10), (11), (12),(14), (15), согласно уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках.

Согласно выведенной теореме о подъёмной силе продуваемого профиля лопасти второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов, формулы (14), (15), установлено, что подъёмную силу любого продуваемого профиля (грот парус яхты, крыло птицы, самолёта, планера, любой лопаточный профиль, включая продуваемую лопасть второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов и др.) всегда нужно рассматривать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что полётный (тяговый) КПД любого продуваемого профиля, включая любые лопасти воздушных винтов, дополнительно зависит от угла  $\alpha$ , который образуется между вектором тяги  $R$  и осью воздушного винта, формулы (16), (17), установлено, 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 (7), (8), (10), (11), (12),(14), (15) с целью существенного упрощения расчёта любых лопастей воздушных винтов, поскольку раз-

работанная краткая теория спутновращающихся воздушных винтов, согласно единой теории движителей на непрерывных потоках, утверждает, что конструктор не должен рассчитывать лопасть воздушного винта, он должен выбрать её из табличных данных, оформленных согласно формул (7), (8), (10), (11), (12), (14), (15).

### 3. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок.

Разработанная краткая теория спутновращающихся воздушных винтов является логической цепью серии статей, касающихся создания краткой теории однорядных воздушных винтов, краткой теории контрвращающихся воздушных винтов, краткой теории спутновращающихся воздушных винтов, краткого сравнительного анализа однорядных, контрвращающихся и спутновращающихся воздушных винтов с целью выбора наиболее эффективного варианта

В данной статье полностью решена проблема создания краткой теории спутновращающихся воздушных винтов, основанной на применении неизвестного в современной теории воздушных винтов метода кинема-

тического анализа характера изменения статических давлений, осевых скоростей, первичных движущих сил от изменения статических давлений, ускорений (вторичных движущих динамических–инерционных сил) газового потока. Выведены принципиально новые, единые для всех типов движителей на непрерывных потоках формулы тяги, (7), (8), полётного (тягового) КПД, (10), (11), (12), (16), (17), теорема о подъёмной силе продуваемого профиля, (13), (14), (15), лопастей второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов, раскрыты все преимущества последних перед однорядными и контрвращающимися воздушными винтами.

Исходя из вышеизложенного, очередная статья будет касаться краткого сравнительного анализа однорядных, контрвращающихся, спутновращающихся воздушных винтов, в которой последовательно будет показано и доказано, что наиболее эффективными воздушными винтами являются спутновращающиеся, поскольку только в этих воздушных винтах полностью устраняется кинематическая зона жёсткого (упругого) удара, что позволит увеличить обороты и тягу второго рабочего колеса спутновращающихся воздушных винтов в 2–3 раза по сравнению с расчётными оборотами и тягой однорядных воздушных винтов.

### Литература

1. Патент 26883, Украина, МПК (2006) B64C 11/00, B64C 27/00, B64D 35/00, F02K 3/00 .Турбогвинтовентиляторный движун [Текст] / Б. Ш. Мамедов / – № U200705886, заявл. 29.05.2007, опубл. 10.10.2007, internet.
2. Юрьев, Б. Н. Избранные труды. Том I. Воздушные винты. Вертолеты. Изд. Академии наук СССР. – Москва, 1961. – 531 с.
3. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПИ». – 2011. – № 33. – С. 146–153.
4. Мамедов, Б. Ш. Глава 9. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемого изолированного профиля единичного размаха, как движителя на непрерывных потоках. (Краткая теория крыла самолёта.) [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПИ». – 2012. – № 50 (956). – С. 3–17.
5. Казанджан, П. К. Теория авиационных двигателей [Текст] / П. К. Казанджан, Н. Д. Тихонов, А. К. Янко. – Машиностроение, 1983. – 223 с.
6. Мамедов, Б. Ш. Глава 1. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полётного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б.Ш. Мамедов // Восточно – Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – №4/7(52). –С. 15–20.
7. Мамедов, Б. Ш. Глава 7. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полётного (тягового) КПД, теоремы о подъёмной силе продуваемого профиля крыла птицы, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПИ». – 2012. – № 44. – С. 11–20.
8. 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.
9. Мамедов, Б. Ш. Применение уравнения Эйлера для вывода формул тяги, полётного (тягового) КПД воздушно–реактивных двигателей по внешним параметрам газового потока при  $V_n \geq 0$  [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник національного технічного університету «ХПИ». – 2013. – № 4 (978). – С. 3–15.
10. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Вывод формул тяги полётного (тягового) КПД ракетных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно – Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – №1/7 (61). – С.67–71.