

Определены коэффициенты аэродинамического сопротивления при различных углах атаки.

Показано, что боковой ветер оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики автомобиля.

С применением полученных аэродинамических характеристик можно прогнозировать тактику во время соревнований с учетом погодных условий.

На основе выполненного исследования с учетом регламентных и компоновочных требований, технико-экономических условий в качестве натурального образца выбрана концептуальная модель II, которая приняла участие в соревнованиях 2010 года. Команда ХНАДУ, в которой принимал участие первый автор данной работы, успешно выступила в соревнованиях и установила рекорд Украины.

Литература

1. Katz, Joseph. Race Car Aerodynamics: Designing for Speed [Текст] / Joseph Katz. – 1995. – 224р. – ISBN 0-8376-0142-8.
2. Santin, J.J. The world's most fuel efficient vehicle: design and development of PAC-Car II [Текст] / J.J. Santin, C.H. Onder, J. Bernard, D. Isler. – 2007. – 326р. – ISBN 978-3-7281-3134-8.
3. Авершин, А.Г. Компьютерное моделирование аэродинамических характеристик гоночного автомобиля ХАДИ-31 [Текст] / А.Г. Авершин, В.Г. Солодов // Автомобильный транспорт. Сб. науч. тр. – Х., ХНАДУ. – 2004. – вып.16. – С.228-231.
4. Научно-прикладной программный комплекс MTFPS® для расчета трехмерных вязких турбулентных течений жидкостей и газов в областях произвольной формы. Сертификат гос. регистр авт. прав, УГААСП, №5921, Солодов В.Г., Стародубцев Ю.В., опубл. 07.16.2002 Бюл. № 32. - 3 с.
5. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя [Текст] / Г. Шлихтинг. – М., Наука, 1974. – 712 с.
6. Солодов, В.Г. Моделирование турбулентности. Расчет больших вихрей [Текст] / В.Г. Солодов. Х., ХНАДУ. – 2011. – 168 с. – ISBN5-8360-0243-6.

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітряно-реактивних двигунів, пов'язаних з помилковою теоремою про підйомну силу профілю, що продувається, виведеної професором Н. Е. Жуковським в 1912р.

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

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей, связанные с ошибочной теоремой о подъемной силе продуваемого профиля, выведенной профессором Н.Е.Жуковским в 1912г.

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

The drawbacks of modern theory of air-jet engines are considered, which are connected with a mistaken theorem of rising force of blowing profile, calculated by professor N.J.Gukovsky in 1912 year

Keywords: blowing profile, kinematical analysis, the thrust of blowing profile, rising force

УДК 629.7.036.001

ГЛАВА 6. ОСНОВЫ ЕДИНОЙ ТЕОРИИ ДВИЖИТЕЛЕЙ НА НЕПРЕРЫВНЫХ ПОТОКАХ. ВЫВОД ФОРМУЛЫ ТЯГИ

Б. Ш. Мамедов

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

1. Введение. Постановка проблемы

Известно, что в основу современной теории воздушно-реактивных двигателей заложены ошибочные формулы тяги, полетного (тягового) КПД, выведенные академиком Б.С.Стечкиным в 1929г., и такая же ошибочная теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е.Жуковским в 1912г. [1], с.3-5. все это привело к тому, что современная теория

воздушно-реактивных двигателей разделилась на две части: теоретическую и экспериментальную, которые существуют абсолютно автономно и любые попытки авторов соединить эти две части заканчивались тем, что многие узловые физические явления, имеющие место в воздушно-реактивных двигателях, описывались ошибочно, например, такое физическое понятие как F_n , тяга двигателя, полетный (тяговый) КПД, подъемная сила продуваемого профиля, трактовка про-

цесса генерирования отрывных течений, приводящих к помпажу [2], с.114, которая поставила конструкторов в тупиковое положение, поскольку устранить генерирование помпажа, согласно существующей трактовке, невозможно, и многие другие физические явления [1], с.12-13.

Все это привело к тому, что самое основное направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанное с увеличением $C_a(U)$, которое предлагает современная теория воздушно-реактивных двигателей, является полностью необоснованным, поскольку оно предлагается без путей устранения кинематической зоны жесткого (упругого) удара в сечении В-В, [3], с.11-12.

Таким образом, ошибочное или неточное описание физических процессов, имеющих место в авиационных двигателях, привело к тому, что современная теория воздушно-реактивных двигателей разработала методику проектирования авиадвигателей с заведомо грубыми конструктивными ошибками, которые приводят к снижению безопасности полетов.

Поэтому перед уже созданной единой теорией двигателей на непрерывных потоках стояла проблема создания правильной теории воздушно-реактивных двигателей, в которой проведена тесная связь между теорией и экспериментом, и которая полностью заметит существующую в авиационных ВУЗах.

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

В своей работе "Вихревая теория гребного винта", 1912 г., профессор Н.Е.Жуковский вывел свою ошибочную теорему о подъемной силе продуваемого профиля [4], с.53. Как уже отмечалось, основным недостатком этой теоремы о подъемной силе продуваемого профиля является ошибочное распределение эпюры давления продуваемого газового потока по корытцу продуваемого профиля. Согласно Н.Е.Жуковскому эта эпюра давлений изменяется от нуля на входной кромке, до максимума на выходной кромке продуваемого профиля, что противоречит экспериментальным данным современной теории воздушно-реактивных двигателей, которые показывают, что эпюра давлений газового потока по корытцу продуваемого профиля носит прямо противоположный характер, т.е. максимальное давление расположено в зоне входной кромки и это давление уменьшается по мере приближения к выходной кромке продуваемого профиля [4], с.68, рис. 3.3 [5], с.24, фиг. 6.

Поэтому теорема о подъемной силе продуваемого профиля, выведенная профессором Н.Е.Жуковским в 1912г., не может быть фундаментальной, поскольку нарушает законы механики истечения жидкости и газов. Самой основной ошибкой, которую допустил Н.Е.Жуковский при выводе теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, является полное отсутствие кинематического анализа и зоны заторможенного потока. Н.Е.Жуковский рассматривал продуваемый профиль как движитель, который генерирует только подъемную силу на основе разности статических давлений по корытцу и по спинке продуваемого профиля. Такое

физическое представление о подъемной силе продуваемого профиля, например, крыла самолета, планера является неточным. Любой продуваемый профиль (лопатки, крыло самолета, планера) всегда необходимо рассматривать как движитель, который генерирует тягу, направленную под углом α к направлению вектора скорости продуваемого потока, а подъемную силу продуваемого профиля всегда необходимо рассматривать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем.

Поэтому уже созданная единая теория двигателей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) создать правильную теорию крыла самолета, планера, включающую определение формулы тяги, полетного (тягового) КПД, подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, поскольку введение дополнительных силовых ингредиентов будет способствовать более точному силовому расчету крыльев самолета и планера.

3. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей

3.1. Выбор контрольного контура

Продуваемый профиль крыла самолета, планера перемещается в воздушной среде со скоростью V_n , при этом перед продуваемым профилем и по всей длине корытца продуваемого профиля генерируется зона заторможенного потока В-С, рис. 1, поз. 1. Зона заторможенного потока – это физическое явление, которое имеет место перед любым движущимся предметом в любой окружающей среде.

Для движущегося продуваемого профиля крыла самолета, планера начало зоны заторможенного потока В-С характеризуется площадью $F_{n,пр}$, которая равна лобовой площади крыла самолета, планера, рис. 1а.

На рис. 1 представлено: а – контрольный контур продуваемого профиля крыла самолета, планера; б – кинематический анализ характера изменения осевых скоростей, статических давлений продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁; в – кинематический анализ характера изменения осевых ускорений (вторичных динамических – инерционных сил) 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 Н-Н₁.

Распределение статических давлений в зоне заторможенного потока В-С находится в строгом соответствии с распределением статических давлений в зоне заторможенного потока продуваемого лопаточного профиля [4] с.68, рис.3.3, т.е. максимальное давление находится в зоне входной кромки продуваемого профиля крыла самолета, планера и это давление постепенно уменьшается по мере перемещения газового потока по корытцу продуваемого профиля, при этом уменьшение статического давления продуваемого газового потока в зоне заторможенного потока К-С всегда сопровождается увеличением его осевой скорости, рис. 1б.

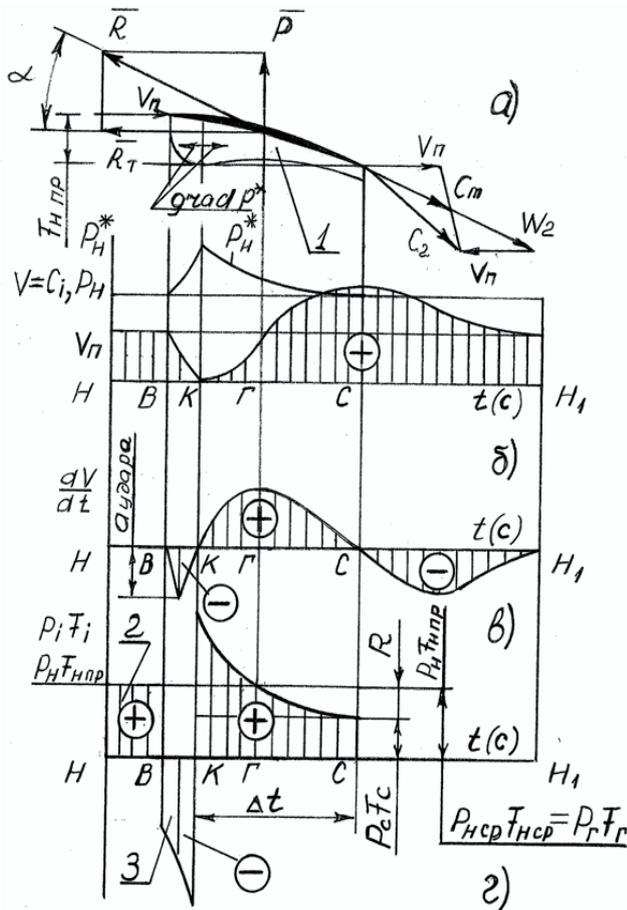


Рис. 1. Кинематический анализ характера изменений осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статических давлений продуваемого газового потока для вывода формулы тяги; податного (тягового) КПД

Рассмотрим инверсионный метод, при котором газовый поток (воздух) набегаёт на неподвижный продуваемый профиль крыла самолета, планера со скоростью V_n , которую считаем постоянной, при этом генерируется зона заторможенного потока В-С, входная площадь которой регламентируется $F_{n,пр}$ – лобовой площадью продуваемого профиля крыла самолета, планера, рис. 1а.

Сечение, с которого продуваемый газовый поток начинает перемещаться к неподвижному продуваемому профилю крыла самолета, планера с постоянной скоростью V_n , является зоной невозмущенного потока Н.

Для правильного понимания кинематического анализа и процесса генерирования тяги продуваемым профилем крыла самолета, планера зону невозмущенного потока Н ограничиваем таким сечением, чтобы площадь геометрической фигуры, рис. 1, поз. 2, была равна площади геометрической фигуры поз. 3, поскольку площади этих геометрических фигур условно изображают работу первичных сил в зонах Н-В и В-К, которые равны и компенсируют друг друга.

Расположение зоны невозмущенного потока Н в бесконечности перед продуваемым профилем, как это было принято профессором Н.Е.Жуковским в его работе "Вихревая теория гребного винта" в 1912г., ли-

шено всякого физического смысла, это отмечают и современные специалисты [4], с.53, поскольку в компенсации отрицательной работы первичных сил в зоне В-К, рис. 1, поз. 3, участвует только незначительная часть этой зоны, ограниченной площадью геометрической фигуры Н-В, рис. 1, поз.2, условно изображающей положительную работу первичных сил в этой зоне.

В полете под крылом самолета, планера или, другими словами, по корытцу продуваемого профиля, всегда генерируется зона заторможенного потока, которая регламентирует следующие зоны и сечения контрольного контура Н-Н₁, рис. 1: Н-Н – сечение невозмущенного потока, регламентирующее равенство площадей (работ первичных сил) геометрических фигур, рис. 1, поз.2, 3; Н-В – зона набегающего со скоростью V_n продуваемого газового потока, кинетическая энергия которого, $m_3 V_n^2 / 2$, полностью переходит в потенциальную энергию давления продуваемого газового потока в зоне В-К; В-К – зона сжатия продуваемого газового потока, в которой градиент статических давлений отрицателен, т.е. направлен против потока.

Необходимо отметить, что сечения В и К расположены очень близко друг относительно друга, поэтому можно считать, что они являются зоной мгновенного фазового перехода продуваемого газового потока от агрегатного состояния со статическим давлением P_n в агрегатное состояние со статическим давлением P_n^* .

К-С – зона ускоряемого газового потока, в которой градиент статических давлений направлен по потоку, или зона К-С – это реактивное сопло, в котором генерируется тяга продуваемого профиля крыла самолета, планера, [5], с.24, фиг. 6, зона К-С; С-С – выходное сечение реактивного сопла К-С, регламентирующее силу сопротивления $P_c F_c$, где P_c – статическое давление продуваемого газового потока в сечении С-С, F_c – площадь выходного сечения реактивного сопла К-С; 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_n – давление окружающей среды; Н₁-Н₁ – сечение невозмущенного потока, в котором ускорение продуваемого газового потока равно нулю.

Зоны контрольного контура Н-Н₁ для продуваемого профиля крыла самолета, планера полностью совпадают с зонами контрольного контура любого ВРД, [3], с.22, фиг. 1, поэтому методика вывода единых формул тяги, полетного (тягового) КПД для любого ВРД и продуваемого профиля крыла самолета, планера, как двигателей, будет одинаковой, методика вывода формулы подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, планера будет аналогичной для воздушных и гребных винтов [5], с.8-9, с.24, фиг. 6.

Необходимо отметить, что согласно единой теории двигателей на непрерывных потоках контрольный контур Н-Н₁ для продуваемого профиля крыла самолета, планера, как двигателей, всегда начинается с приведенной площади $F_{n,пр}$, расход продуваемого газового потока через которую равен расходу газового потока, прошедшего через двигатель.

3.2. Характеристика внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н₁ продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей

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 газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н₁; F_i – площадь i -го сечения газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н₁.

2. Вторичные движущие силы от изменения динамических (инерционных) сил, $m_i a_i$, где m_i – массовый секундный расход газового потока через продуваемый профиль крыла самолета, планера, регламентируется площадью $F_{н.пр}$, плотностью продуваемого газового потока и скоростью V_n ; a_i – ускорение продуваемого газового потока в i -м сечении газодинамического тракта в пределах контрольного контура Н-Н₁.

3. Силы сопротивления – это силы, которые направлены против потока и к которым могут относиться как первичные силы от изменения статического давления, например, в зоне В-К, динамические (инерционные) силы, когда сила инерции направлена против потока, так и сила сопротивления $P_c F_c$.

4. Сила тяги R продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей

5. Гравитационные силы продуваемого газового потока, которые в горизонтальном полете не учитываются.

Силы трения газового потока о поверхность продуваемого профиля не учитываем.

Таким образом, в контрольном контуре Н-Н₁ рассматривается замкнутая система всех внешних сил, действующих на трубку тока в зоне Н-Н₁, т.е. векторная сумма всех внешних сил в пределах контрольного контура Н-Н₁ всегда равна нулю, замыкает векторный силовой многоугольник всегда тяга R , которая генерируется продуваемым профилем крыла самолета или планера, как движителей.

Замкнутая система 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 геометрической фигурой со знаком "плюс", направленных по потоку условно изображается двумя геометрическими фигурами со знаком "минус", рис. 1в. 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 динамических – инерционных сил. Тоже самое касается и для первичных движущих сил от изменения статического давления продуваемого газового потока в пределах контрольного контура Н-Н₁, например, работа первичных сил и сил сопротивлений, направ-

ленных 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 сопротивления $P_c F_c$ и тяги движителя R , 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 для первичных движущих сил от изменения статического давления, рис. 1г. 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 является замкнутым, при этом замыкающим вектором силового многоугольника (линии) для первичных сил и сил сопротивления будет являться тяга R движителя.

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

Метод кинематического анализа для вывода формул тяги, полетного (тягового) КПД, подъемной силы продуваемого профиля крыльев самолета, планера, как движителей проводится впервые.

Кинематический анализ, приведенный на рис. 1, для инверсионного метода, показывает, что с определенным сечением Н-Н, которое называется зоной невозмущенного потока, продуваемый газовый поток движется с постоянной скоростью V_n . Лобовая площадь крыла самолета, планера, $F_{н.пр}$, рис. 1а, тормозит набегающий поток воздуха, генерируя по корытцу продуваемого профиля крыла самолета, планера зону заторможенного потока В-С, рис. 1, поз. 1. Набегающий с постоянной скоростью V_n продуваемый газовый поток со статическим давлением P_n при достижении сечения В-В мгновенно тормозится, при этом для трубки тока, расположенной в среднем сечении В-В, вся кинетическая энергия набегающего потока, $m_3 V_n^2 / 2$, переходит в потенциальную энергию давления в сечении К-К.

Кинематический анализ показывает, что мгновенное изменение статического давления продуваемого газового потока от P_n до P_n^* вызывает мгновенное уменьшение осевой скорости продуваемого газового потока от сечения В к сечению К, что генерирует ускорение удара, $a_{уд}$, рис. 1в, что приводит к генерированию в сечении В кинематической зоны жесткого (упругого) удара, в которой, при соответствующих скоростях потока V_n могут генерироваться мощные ударные волны в колебательном режиме, особенно при прохождении звукового барьера. при этом в сечении В образуется мощная стоячая ударная волна, которая перемещается вместе с самолетом.

Кинематический анализ в пределах контрольного контура Н-Н₁ рассматривает замкнутую систему сил как для вторичных динамических – инерционных сил, так и для первичных сил от изменения статического давления и сил сопротивления. Вторичные динамические – инерционные силы в пределах контрольного контура Н-Н₁ сами по себе, без никакой дополнительной внешней силы, дают общую сумму, равную нулю, или, другими словами, суммарная

работа вторичных динамических – инерционных сил в пределах контрольного контура Н-Н₁ всегда равна нулю. Графически это отражается в том, рис. 1в, что площадь геометрических фигур, условно отражающих работу вторичных динамических – инерционных сил, со знаком "плюс" всегда равна площади геометрических фигур, со знаком "минус". Исходя из этого, кинематический анализ делает следующий вывод: изменение скорости продуваемого газового потока, обтекающего продуваемый профиль крыла самолета, планера в пределах контрольного контура Н-Н₁, генерирует динамические – инерционные силы, сумма которых, в пределах рассматриваемого контура всегда равна нулю. это означает, что скорость продуваемого газового потока никогда не генерирует тягу движителя.

Кинематический анализ показывает также, рис. 1г, что отрицательная работа первичных движущих сил от изменения статического давления в зоне В-К, поз. 3, полностью компенсируется положительной работой первичных движущих сил от изменения статического давления в зоне Н-В, поз. 2. Таким образом, некомпенсированной зоной первичных движущих сил от изменения статического давления, в которой генерируется тяга продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, 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^{*}_{нсп} · F_{нсп}, КС. Поэтому, с учетом соответствующих масштабов, можно записать, что подведенная к продуваемому газовому потоку работа в зоне К-С равна

$$A_n = P_{нсп}^* \cdot F_{нсп} \cdot КС, \text{ (кГ}\cdot\text{м)}, \quad (1)$$

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

Подведенная к продуваемому газовому потоку работа A_n затрачивается на преодоление работы силы сопротивления

$$A_{cc} = P_c F_c \cdot КС, \text{ (кГ}\cdot\text{м)}, \quad (2)$$

и на преодоление работы тяги движителя:

$$A_R = R \cdot КС, \text{ (кГ}\cdot\text{м)}. \quad (3)$$

Таким образом, можно записать:

$$A_n = A_{cc} + A_R, \quad (4)$$

или

$$P_{нсп}^* \cdot F_{нсп} \cdot КС = P_c F_c \cdot КС + R \cdot КС, \quad (5)$$

откуда:

$$R = P_{нсп}^* \cdot F_{нсп} - P_c F_c. \quad (6)$$

Любое изменение скорости полета влечет за собой изменение всех пяти параметров, входящих в формулу

тяги (6) продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей.

Согласно Закону сохранения энергии можно записать, что тяга продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, дополнительно выражается уравнением

$$R = P_n F_{нсп} - P_c F_c. \quad (7)$$

Таким образом, векторный силовой многоугольник, в нашем случае линия, согласно уравнений (6), (7), всегда замыкается тягой R продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей.

Полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, определяется из уравнения

$$\eta_n = \frac{A_R}{A_n}, \quad (8)$$

откуда

$$\eta_n = \left(1 - \frac{P_c F_c}{P_{нсп}^* \cdot F_{нсп}} \right) \cdot 100\%. \quad (9)$$

Любое изменение скорости полета влечет за собой изменение всех пяти параметров, входящих в формулу полетного (тягового) КПД (9) продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей.

Необходимо отметить, что направление вектора тяги R продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, всегда противоположно вектору средней скорости C_м, рис. 1а, и всегда составляет определенный угол α с направлением скорости полета V_n, поэтому теорема о подъемной силе продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, описывается уравнением:

$$P = R \cdot \sin \alpha, \quad (10)$$

откуда

$$P = (P_{нсп}^* \cdot F_{нсп} - P_c F_c) \cdot \sin \alpha \quad (11)$$

Любое изменение скорости полета влечет за собой изменение всех шести параметров, входящих в формулу (11) подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей. Известно, что крылья современных авиалайнеров включают предкрылки и закрылки, рис. 2, поз. 1, 2, применение которых способствует увеличению подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей.

Применение предкрылок способствует увеличению F_{нсп}, формула (7), увеличению тяги R, увеличению подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, формула (11), рис. 2, поз. 1.

Применение закрылок способствует отклонению вектора C_м, рис. 1а, рис. 2, поз. 2, а значит и вектора тяги R в сторону увеличения угла α, что способствует существенному увеличению подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей.

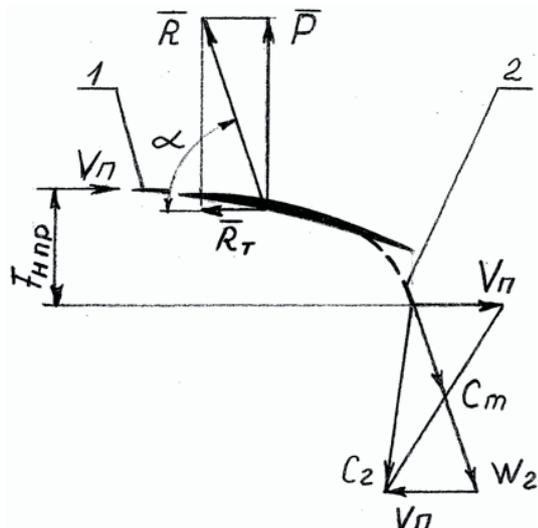


Рис. 2. Характер изменения подъемной силы продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, при применении предкрылок и закрылок

В формулах (6), (7), (11) приняты следующие обозначения:

R – тяга продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей;

$P_{ncp}^* = P_r$ – статическое давление продуваемого газового потока в среднем сечении Г-Г газодинамического тракта зоны К-С, приведенное к зоне невозмущенного потока Н;

F_{ncp} – площадь газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г зоны К-С, равная $t_1 \cdot l$, где t_1 – толщина газодинамического тракта в среднем сечении Г-Г, l – длина крыла самолета, планера;

P_c – статическое давление продуваемого газового потока в выходном сечении С-С реактивного сопла зоны К-С;

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;

α – угол между направлением вектора тяги R и вектором скорости полета V_n , рис. 1, 2;

η_n – полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля крыла самолета, планера как движителей.

Как видно из рис. 1, полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля крыла самолета, планера зависит также от угла α , чем меньше α , тем выше КПД.

Таким образом, подъемную силу продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, необходимо рассматривать только как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, и угла α , а теорему о подъемной силе продуваемого профиля крыла самолета, планера можно сформулировать в следующем виде: подъемная сила продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, равна произведению тяги, генерируемой продуваемым профилем, на $\sin \alpha$.

3.4. Применение уравнения Эйлера, как контрольного варианта, для вывода формулы тяги продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей

Для вывода формулы тяги продуваемого профиля крыла самолета, планера как движителей, с помощью уравнения Эйлера необходимо обе части этого уравнения разделить на Δt с целью перехода на размерность $k\Gamma$ или H , после чего уравнение Эйлера преобразуется во второй закон И.Ньютона:

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

где m_r – секундный массовый расход газового потока через продуваемый профиль, площадь сечения этого потока в зоне невозмущенного потока Н, рис. 1а, регламентируется площадью F_{Hnp} , 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 до сечения С; $\frac{\Delta V}{\Delta t} = a$ – изменение ускорения продуваемого газового потока в зоне К-С; $m_r \cdot a$ – изменение силы инерции в зоне К-С; $\sum P_i$ – сумма всех остальных внешних сил, действующих на трубку тока в зоне К-С, включая силу тяги R продуваемого профиля, реакции отсоединенных потоков со стороны первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических (инерционных) сил, действующих слева на сечение К от зоны Н-К и справа на сечение С от зоны С-Н₁.

В этом случае уравнение Эйлера (12) 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 продуваемого профиля, а также реакции отсоединенных потоков от первичных движущих сил от изменения статического давления, вторичных динамических (инерционных) сил, действующих на сечение К слева от зоны Н-К и на сечение С справа, от зоны С-Н₁, [5], с.15-16.

Запишем уравнение Эйлера (12) в векторной форме:

$$\overline{m_r a} = \overline{P_{ин1}} + \overline{P_{ин2}} + \overline{P_{ncp}^* F_{ncp}} + \overline{P_c F_c} + \overline{R}, \tag{13}$$

где $P_{ин1}$ – реакция отсоединенного потока зоны Н-К от динамических (инерционных) сил, которая действует на сечение К слева;

$P_{ин2}$ – реакция отсоединенного потока зоны С-Н₁ от динамических (инерционных) сил, которая действует на сечение С справа;

R – тяга продуваемого профиля.

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

$$\overline{P_{ин1}} + \overline{m_r a} + \overline{P_{ин2}} = \overline{R} + \overline{P_{ncp}^* F_{ncp}} + \overline{P_c F_c} \tag{14}$$

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

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

$$R = P_{\text{Нер}}^* F_{\text{Нер}} - P_c F_c \quad (16)$$

Таким образом, продуваемые профили крыла самолета, планера, как движители на непрерывных потоках, генерируют тягу, полетный (тяговый) КПД, которые рассчитываются по единым формулам тяги, полетного (тягового) КПД для всех типов движителей на непрерывных потоках, (6), (7), (9).

Согласно выведенной теореме о подъемной силе продуваемого профиля крыла самолета, планера, как движителей, установлено, что подъемную силу продуваемого профиля всегда нужно рассчитывать как функцию от тяги, генерируемой продуваемым профилем, установлено, что полетный (тяговый) КПД продуваемого профиля дополнительно зависит от угла α , который образуется между вектором тяги R и направлением вектора скорости полета $V_{\text{п}}$, установлено также, что все продуваемые профили крыльев самолетов, планеров относятся к движителям прямой реакции, тяга которых должна измеряться только в кГ или Н.

4. Общие выводы. Перспективы дальнейших разработок

Содержание данной статьи открывает широкие перспективы, прежде всего её практического применения, например, для принципиально нового, бо-

лее точного расчета крыльев самолетов любой модификации. Для получения исходных данных для такого расчета ведущим организациям, фирмам, владеющим аэродинамической трубой, необходимо провести целенаправленную продувку различных профилей крыльев с целью точной фиксации геометрических и газодинамических параметров зоны заторможенного потока В-С, рис. 1, поз. 1.

Таким образом, современная теория ВРД, основанная на ошибочных формулах тяги, полетного (тягового) КПД, выведенных академиком Б.С.Стечкиным в 1929 г. и на такой же ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля, 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 ВРД, о реальном физическом представлении процесса генерирования отрывных течений, о реальном кинематическом анализе характера изменений осевых скоростей, ускорений, первичных движущих сил от изменения статических давлений газового потока, о реальной теореме о подъемной силе продуваемого профиля и т.д.

Исходя из вышеизложенного, очередная статья будет касаться решения проблемы, которой в свое время уделяли самое пристальное внимание такие величайшие умы человечества, как Леонардо Да Винчи, Н.Е.Жуковский и др., и которая так и осталась для них нерешенной.

Такой проблемой является вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, подъемной силы продуваемого профиля крыла птицы, как движителя на непрерывных потоках.

Литература

1. Патент 58769, Украина, МПК F02K 1/00, F02K 3/08, F02K 7/00, F02K 3/11, Турбореактивный движун з форсажною камерою [текст] / Б.Ш.Мамедов, -№U201011470, заявл. 27.09.2010, опубл. 26.04.2011, Бюл.№8, -34с.
2. Шляхтянко, С.М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей, [текст] / С.М.Шляхтянко / -М.: Машиностроение, 1987г.- 568с.
3. Патент 46407, Украина, МПК F04D 27/02, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів [текст] / Б.Ш.Мамедов, -№U200905152, заявл. 25.05.2009, опубл. 25.12.2009, Бюл.№24, -26с.
4. Казанджан, П.К. Теория авиационных двигателей [текст] / П.К. Казанджан, Н.Д.Тихонов, А.К.Янко / - М.: Машиностроение, 1983,-223с.
5. Патент 35561, Украина, МПК B63N 1/14, B63N 1/28, B63N 5/00. Судновий двигуно-рушійний комплекс [текст] / Б.Ш.Мамедов, -№U200805116, заявл. 21.04.2008, опубл. 25.09.2008, Бюл.№18, -26с.