

МЕТОДИКА ПОСТАНОВКИ УСЛОВИЯ КУТТА – ЖУКОВСКОГО НА КРЫЛЬЯХ С КОНЕЧНОЙ ТОЛЩИНОЙ ЗАДНЕЙ КРОМКИ

Современный этап развития авиации характеризуется поиском новых решений, в частности в области аэродинамических форм крыльев летательных аппаратов [1 – 3]. В этом направлении определенным интересом представляют летательные аппараты (ЛА) типа «летающее крыло» с крыльями малого удлинения [4 – 6]. К крыльям малого удлинения относятся крылья круглой формы в плане (дискообразные крылья), позволяющие реализовать большие значения критических углов атаки. Особенностями дискообразных крыльев является конечная толщина задней кромки, что приводит к необходимости дополнительных исследований по постановке граничных условий при применении численных методов расчета обтекания таких крыльев.

Целью работы является разработка методики постановки условия Кутта – Жуковского на задней кромке конечной толщины крыльев круглой формы в плане.

Одним из условий адекватного математического моделирования обтекания несущих элементов ЛА потоком идеальной жидкости является постановка граничного условия на задней кромке профиля. Условие Кутта – Жуковского в неявном виде выражает влияние сил вязкости на характер течения вблизи острых кромок поверхности и в общем виде формируется как требование о конечности скорости потока идеального газа, обтекающего острую заднюю кромку крыла.

Для стационарного режима обтекания крыла с острой задней кромкой условие Кутта – Жуковского означает, что задняя кромка является точкой торможения потока. Для методов гидродинамических особенностей задание условия Кутта – Жуковского на задней кромке крыла необходимо для выделения единственного решения. Важность выполнения условия Кутта – Жуковского на задней кромке обусловлено сильной зависимостью интегральных аэродинамических характеристик крыла от особенностей течения в этой области.

Основные способы реализации условия Кутта – Жуковского на задней кромке при расчете стационарного обтекания профиля приведены в работах [7 – 9]. При этих способах задаются:

1. Характер изменения давления на задней кромке (давление непрерывно или загруженность задней кромки стремится к нулю);

2. Характер изменения вектора скорости на задней кромке (скорость конечна или равна нулю);

3. Условие схода завихренности (с точки торможения потока, совпадающей с задней кромкой, прекращается сход завихренностей);

4. Направление линии тока (линия тока, совпадающая с контуром профиля, продолжается с задней кромки по направлению биссектрисы угла раствора задней кромки).

Как отмечается в работе [7], в аналитических методах достаточно выполнения одного из вышеперечисленных условий, в то время как в численных методах выполнения одного условия недостаточно. В панельных методах, как правило, постулат Кутта – Жуковского выполняется одновременным заданием условия 1 и 4 или 2 и 4.

На ЛА с дискообразным крылом целесообразно применять S-образные или близкие к ним профили [3, 10]. Особенностью S-образного профиля является тонкая хвостовая часть, что из условия обеспечения прочности крыла и технологичности изготовления приводит к срезанной задней кромке крыла. Кроме того, необходимость применения ДК со скругленными кромками возникает при использовании эффекта Коанда [3]. При расчете обтекания потенциальным потоком жидкости профиля с конечной толщиной задней кромки возникают трудности с постановкой граничного условия Кутта – Жуковского. Ошибки, связанные с приближенной постановкой условия Кутта – Жуковского на задней кромке конечной толщины, могут привести к большим погрешностям вычисления суммарных аэродинамических характеристик крыла, особенно величин угла атаки нулевой подъемной силы (α_0) и коэффициента m_{z_0} [11-12]. Как указывается в работе [12], расчеты различными методами профилей, имеющих конечную толщину задней кромки от 0,001 до 0,005 хорды профиля, дают различия в значениях α_0 от $0,05^\circ$ до $0,3^\circ$ и больше. Поэтому корректная постановка условия Кутта – Жуковского на задней кромке конечной толщины является важной задачей.

В работе [12] для расчета потенциального обтекания профилей с конечной толщиной задней кромки предлагается использовать такую схему течения, в которой за профилем имеется замкнутая застойная зона с постоянным давлением, равным давлению на задней кромке. С помощью данной схемы авторы работы [12] сумели найти аналитические решения ряда модельных задач. К сожалению, результаты работы [12] относятся только к плоско-параллельным потокам. Автору неизвестны другие работы, посвященные постановке условия Кутта – Жуковского на крыле с конечной толщиной задней кромки.

Экспериментальному исследованию течения около профилей со срезанной или скругленной задней кромкой посвящены работы [13, 14]. Основным выводом этих работ является следующее. При углах атаки соответствующих безотрывному обтеканию профиля, влияние формы задней кромки ограничено областью возвратного течения (примыкающей непосредственно к задней кромке) протяженностью около 4,5% хорды, различие в характеристиках следа за профилем с острой, срезанной и скругленной задней кромкой исчезают. Следовательно, при безотрывном обтекании профиля форма задней кромки не оказывает заметного влияния на общую картину течения.

Рассмотрим выполнение условия Кутта – Жуковского в методе возмущенных потенциалов (панельный метод Морино) [15], нашедшем широкое применение в практике аэродинамического анализа и проектирования. Данный метод основан на анализе интегрального представления решений дифференциального уравнения Лапласа в виде суммы потенциалов простого и двойного слоев:

$$\varphi = E \iint_{S+S_w} \varphi \frac{\partial}{\partial n} \frac{1}{r} dS - E \iint_S \frac{1}{r} \frac{\partial \varphi}{\partial n} dS, \quad (1)$$

где $E = \begin{cases} 0, & \text{внутри замкнутого тела } S; \\ 2\pi, & \text{на поверхности } S; \\ 4\pi, & \text{вне } S; \end{cases}$

r – расстояние между точками интегрирования dS и вычисления потенциала φ .

Значение нормальной производной потенциала на поверхности S определяется граничным условием непротекания

$$\frac{d\varphi}{dn} = -(\vec{V}_\infty + \vec{V}') \cdot \vec{n}, \quad (2)$$

где \vec{V}_∞ – вектор скорости невозмущенного потока;

\vec{V}' – скорость, индуцируемая другими телами, в расчетной точке на поверхности S .

Численный анализ интегрального уравнения (1) предполагает соблюдение следующих краевых условий:

- непротекания (2);

- затухания возмущений на бесконечности;
- кинематического и динамического условий на вихревой пелене, которыми моделируются поверхности тангенциального разрыва скоростей;
- условий Кутта – Жуковского на задней кромке.

Для крыльев с острой задней кромкой в случае стационарных течений условие Кутта – Жуковского выполняется заданием линии схода вихревой пелены по биссектрисе к задней кромке и отсутствием скачка потенциала при переходе от поверхности крыла к вихревой пелене S_w (рис.1).

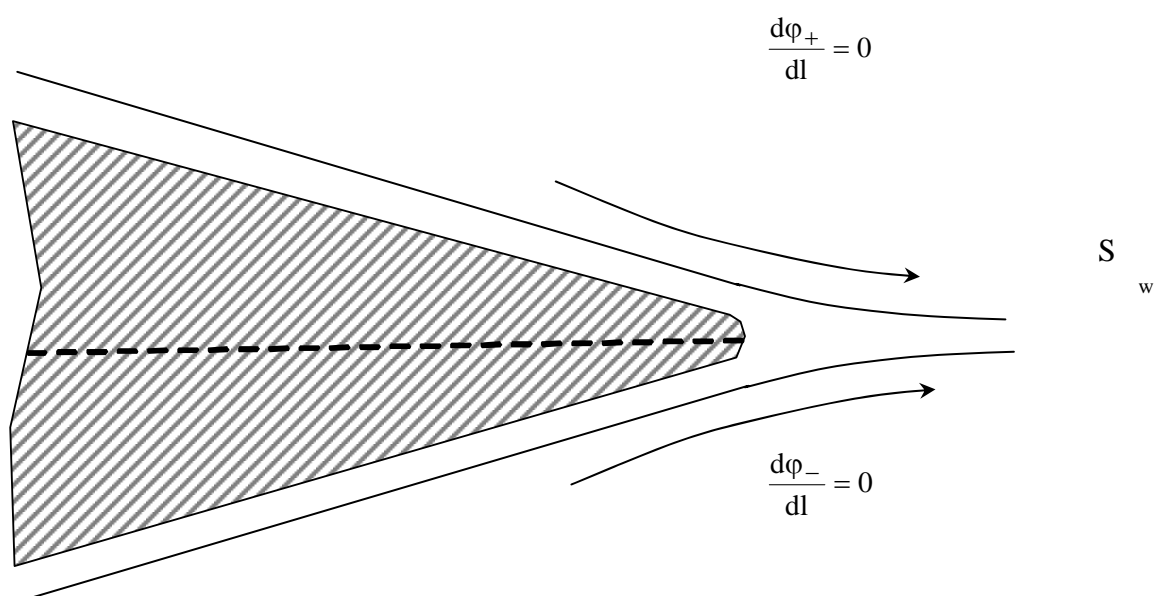
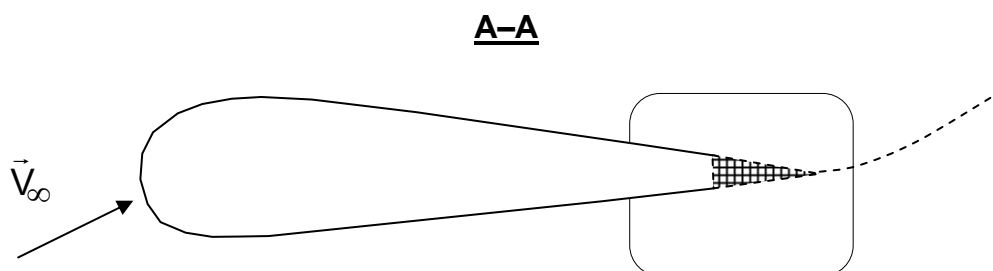


Рисунок 1 – К постановке условия Кутта – Жуковского

Обтекание ДК вплоть до углов атаки 40° является безотрывным [16]. Сход вихревой пелены при умеренных углах атаки происходит только с кромок ДК, отрыв потока с криволинейной поверхности крыла возникает при достижении углов атаки более 40° [16]. Следовательно, основываясь на экспериментальных данных работ [11, 13], представляется адекватным воспроизведение эффекта затупления задней кромки путем продолжения сходящихся с задней кромки линий тока до их пересечения в спутном следе (рис. 2).

В настоящей работе при численной реализации условия Кутта – Жуковского на крыле с конечной задней кромкой срезанная или скругленная задняя кромка заменяется острой кромкой с углом полураствора $15^\circ \dots 30^\circ$. Далее условие Кутта – Жуковского задается как условие схода линии тока по биссектрисе к „достоенной” острой задней кромке

и непрерывностью сходящего в свободный поток слоя диполей. „Достроенный” контур хвостовой части не участвует при расчете аэродинамических нагрузок.



Замкнутая застойная зона

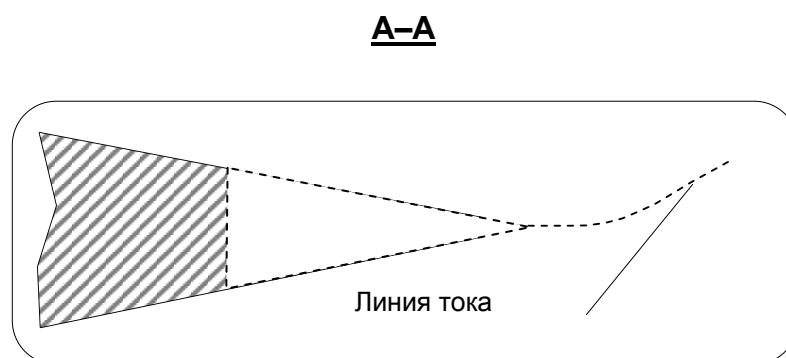


Рисунок 2 – Схема течения за профилем с конечной толщиной задней кромки

Для примера на рис. 3 приведены результаты сравнения расчетных данных, полученных с помощью предлагаемой методики, с экспериментальными данными, полученными в работе [13], где исследовалось течение около наклонной плоской пластины со скругленной задней кромкой.

Численные исследования по описанной методике постановки условия Кутта – Жуковского для профилей с задней кромкой конечной толщины показали ее работоспособность при радиусе закругления до 1% от хорды профиля. При больших радиусах закругления необходимо решать уравнения пограничного слоя и условие на задней кромке профиля ставить с учетом рекомендаций работ [13, 17].

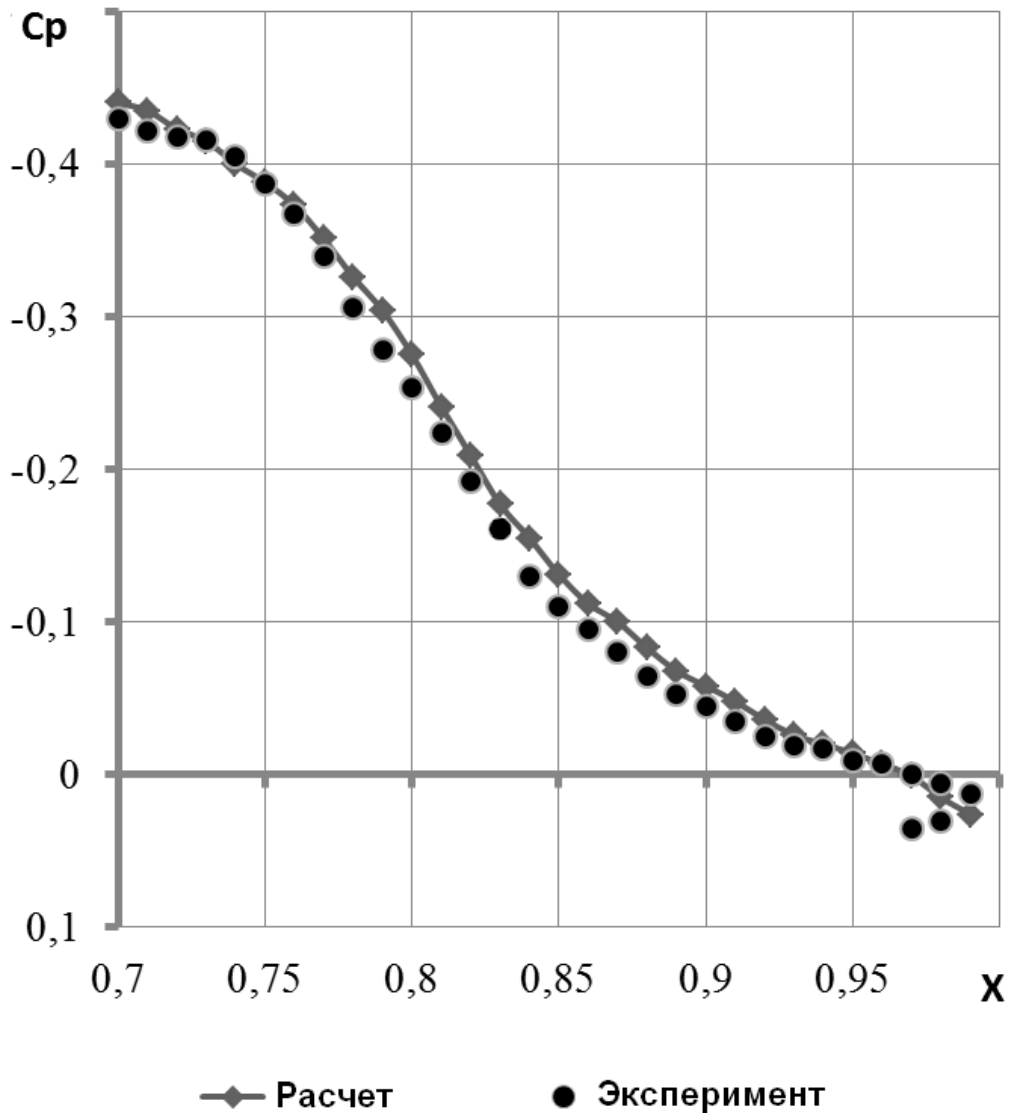


Рисунок 3 – Распределение давления на концевом участке модели вдоль линии симметрии при угле атаки $14,2^\circ$

Отметим также, что приведенные выше рассуждения касались стационарного обтекания крыльев. При расчете нестационарного обтекания профиля обычно предполагают, что нестационарная нагрузка на задней кромке недопустима. Изменение нестационарной нагрузки в области задней кромки может не оказать существенного влияния на величину нестационарной подъемной силы, но может значительно повлиять на нестационарный аэродинамический момент при больших числах Струхала [14, 18, 19]. Поэтому описанная выше методика постановки условия Кутта – Жуковского для крыла с конечной толщиной задней кромки профиля применима при малых и умеренных числах Струхала набегающего потока.

Выводы

Анализ численных моделей обтекания крыльев потоком идеальной несжимаемой жидкости показывает, что граничное условие Кутта – Жуковского для крыльев с конечной толщиной задней кромки требует дополнительных исследований. В данной работе описана методика постановки условия Кутта – Жуковского, основанная на задании направления схода вихревой пелены по биссектрисе и на задании условия отсутствия скачка потенциала в тангенциальном направлении сверху и снизу задней кромки. Методика применима при малых и умеренных числах Струхала набегающего потока.

Список использованных источников

1. Бауэрс, П. Летательные аппараты нетрадиционных схем [Текст] / П. Бауэрс; [пер. с англ.]. – М.: Мир, 1991. – 319 с.
2. Холявко, В.И. Аэродинамические характеристики плоского крыла малого удлинения в ограниченном потоке невязкой жидкости [Текст] / В.И. Холявко, Ю.Ф. Усик // Технический отчет Рег.№77036840 – Х.:1977 – ч.1 – 121 с.
3. Чигрин, Р. М. Аеродинамічні компоновки перспективних літаків вертикального зльоту та посадки [Текст] / М. О. Коваль, С. А. Калкаманов, Р. М. Чигрин // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2004. – Вып. 36(1). – С. 37 – 42.
4. Болсуновський, А.Л. Новые исследования самолета сверхбольшой пассажироместимости по схеме «летающее крыло» [Текст] / А.Л. Болсуновський, Н.П. Бузоверя, Б.И. Гуревич, В.Е. Денисов // ICAS-2000-1.1 – United Kingdom, 2000.
5. Баринов, В.А. Оценка аэродинамических характеристик самолета в схеме «летающее крыло» на крейсерском режиме полета в натуральных условиях по результатам испытаний модели ЛК-0.85 в АДТ Т-106 ЦАГИ [Текст] / В.А. Баринов, А.Н. Кулаков, С.И. Скоморохов // Вестник Академии Наук авиации и воздухоплавания. – Москва, 2002. – №1. – С. 11-15.
6. Лемко, О.Л. «Летающие крылья». История и возможные пути развития [Текст] / О.Л. Лемко. – Донецк: ДИПО ИПР, 2002. – 90 с.
7. Poling, D.R. The response of Airfoils to Periodic Disturbances The Unsteady Kutta Condition [Text] / D.R. Poling, D.P. Telionis // AIAA Journal, 1986 – v.24, №2. – P. 193 – 199.
8. Hess, J.L. Review of the source panel technique for flow computation. – In Innovative Numerical Methods in Engineering, ed. Shav R.P., Periaux J., Chaudonet A., Wu J., Brebia C.A., – Berlin / Heidelberg: Springer-Verlag, 1986. – pp. 197 – 210.

9. Королев, Т.Л. К теории отрывного обтекания задней кромки тонкого профиля [Текст] / Т.Л. Королев // Известия АН СССР. МЖГ. – Москва - 1989. – №4. – С. 55 – 59.
10. Трупкин, В.В. Аэродинамическая компоновка перспективного летательного аппарата с крылом малого удлинения [Текст] / В.В. Трупкин, П.Н. Соляник // Авиационно-космическая техника и технология. – Х: НАКУ, 2004. – № 3 (11). – С. 65 – 68.
11. Томпсон, Б.Е. Течение в окрестности задней кромки профиля [Текст] / Б.Е. Томпсон, Дж.Г. Уайтлоу // Аэрокосмическая техника. – М, 1990 – №4. – С.84 – 96.
12. Павловец, Т.А. Схема потенциального обтекания профиля с конечной толщиной задней кромки и модельные задачи. [Текст] / Т.А. Павловец, Л.Г. Ивантеева // Ученые записки ЦАГИ. – М.: ЦАГИ., 1991. – Т.22, №6. – С. 87- 90.
13. Томпсон, Б.Е. Течения около профиля со срезанной, скругленной и острой задней кромкой [Текст] / Б.Е. Томпсон, Дж. Г. Уайтлоу // Аэрокосмическая техника. –1989 – №2. – С. 33 – 43.
14. Сатьянараяна, Б. Экспериментальные исследования условий на задней кромке в нестационарных течениях. [Текст] / Б. Сатьянараяна, С. Дэвис // Ракетная техника и космонавтика – 1978 – №2, – с.40 – 46.
15. Morino, L. A finite element formulation for subsonic flows around complex configurations . – NASA CR, 138142. – 1973. – 11 p
16. Чигрин, Р. Н. К физической картине обтекания дискообразного крыла [Текст] / Р. Н. Чигрин // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2006. – Вып. 1(44). – С. 100 – 103.
17. Захаренков, М.В. Расчет отрывного обтекания задней кромки профиля [Текст] / М.В. Захаренков – М. ЦАГИ, 1990. – 35 с. – (Препринт / Центр. аэрогидр. ин-т; ЦАГИ; 1990-4).
18. Флигер, С. Условия на задней кромке профиля, обтекаемого нестационарным потоком при большой приведенной частоте [Текст] / С. Флигер // Ракетная техника и космонавтика. – 1980. – №6.– С. 24 – 32.
19. Ушаков, Б.А. Материалы по распределению давления по профилям и использование их при выборе профиля крыла скоростного самолета [Текст] / Ушаков Б.А., Красильщиков П.П., Волков А.К., Гржегоржевский А.Н. – М.: ЦАГИ, 1940 – 180 с.

Поступила в редакцию 02.06.2014.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Калкаманов,
Харьковский университет Воздушных Сил, г. Харьков.*