

К ЧИСЛЕННОМУ МОДЕЛИРОВАНИЮ ОБТЕКАНИЯ КОМБИНАЦИИ “ФЮЗЕЛЯЖ – ТОНКИЕ НЕСУЩИЕ ПОВЕРХНО- СТИ”

к.т.н. С.А. Калкаманов, к.т.н. Д.Н. Обидин, В.А. Турченко
(представил д.т.н., проф. А.Б. Анипко)

Рассмотрены особенности численного моделирования обтекания комбинации “фюзеляж – тонкие несущие поверхности”. Приведены результаты расчетов нелинейных аэродинамических характеристик, показывающие необходимость учета подъемной силы фюзеляжа и спутного следа за ним.

Постановка проблемы. При разработке новых и модернизации существующих летательных аппаратов (ЛА) широко используются методы вычислительной аэродинамики. Многообразие решаемых с помощью численных методов задач привело к разработке большого количества расчетных методов определения аэродинамических характеристик ЛА, отличающихся между собой математической постановкой задачи и точностью представления геометрии ЛА.

На современных летательных аппаратах несущие поверхности (крылья и оперения) имеют малую относительную толщину. Поэтому при решении многих прикладных задач влиянием толщины несущих поверхностей пренебрегают, и поверхность ЛА рассматривают в виде комбинации телесного фюзеляжа и тонких несущих поверхностей. Такая схематизация, ввиду существенного упрощения математической модели и простоты задания геометрии поверхности, нашла широкое применение в практике аэродинамического анализа и проектирования ЛА. В то же время повышение требований к достоверности математических моделей аэродинамики ЛА требует усовершенствования численных методов с целью учета основных факторов, влияющих на поле течения и на нелинейные аэродинамические характеристики ЛА.

Анализ последних исследований и публикаций. Численному моделированию обтекания комбинации “телесный фюзеляж – тонкие несущие поверхности” (ТФ-ТНП) посвящены работы [1 – 6]. В работах [1 – 4] для расчета обтекания комбинации ТФ-ТНП применяется распределение потенциала простого слоя по поверхности фюзеляжа и распределение потенциала двойного слоя по срединной (базовой) поверхности тонких

несущих элементов ЛА. В этих методах не учитывается подъемная сила фюзеляжа, а также затруднено моделирование спутного следа (струи), сходящего в поток с донного среза фюзеляжа и играющего важную роль в формировании структуры течения вблизи ЛА. Использование распределения потенциала двойного слоя [6, 7] по поверхности замкнутого объемного тела требует введения специального регуляризирующего алгоритма [8], усложняющего вычислительную процедуру.

Цель статьи состоит в обосновании возможности моделирования обтекания поверхности ЛА численным методом, представляющим собой комбинацию метода возмущенных потенциалов (для телесного фюзеляжа) и метода дискретных вихрей (для тонких несущих поверхностей). Такой подход к моделированию обтекания летательного аппарата позволит учесть подъемную силу фюзеляжа при определении нелинейных аэродинамических характеристик, а также влияние спутного следа с донного среза фюзеляжа на формирование поля течения вокруг летательного аппарата.

Постановка задачи. Рассматривается обтекание поверхности ЛА потенциальным потоком идеальной несжимаемой жидкости. Линии (L) схода свободных вихревых пелен, моделирующих поверхности тангенциального разрыва скоростей, считаются фиксированными и заданными на донном срезе фюзеляжа и на острых краях несущих элементов ЛА.

Задача расчета обтекания ЛА потенциальным потоком сводится к решению уравнения Лапласа относительно функции потенциала возмущенных скоростей

$$\Delta\varphi = 0, \quad (1)$$

с заданными граничными условиями:

- непротекания на твердых поверхностях;
- затухания возмущений на бесконечности;
- динамического и кинематического условий совместности течения;
- условия Кутта-Жуковского на линиях L.

Численный метод. Корпус ЛА представляется в виде комбинации, состоящей из телесного фюзеляжа и тонких поверхностей, которыми схематизируются несущие элементы ЛА. Для расчета обтекания компоновки ТФ-ТНП применяется блочно-итерационный метод, в соответствии с которым на первом расчетном шаге ($k = 1$) решается задача расчета обтекания тонких несущих поверхностей и, с учетом возмущенных скоростей от них, моделируется обтекание поверхности телесного фюзеляжа. На последующих расчетных шагах ($k = k + 1$) обтекание тонких несущих поверхностей и фюзеляжа моделируется с учетом их взаимного влияния. Процесс повторяется до достижения предела, к которому стре-

мятся параметры течения около комбинации ТФ-ТНП.

Для моделирования обтекания тонких несущих поверхностей и вихревых пелен используется метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками [8, 9]. Полученная в результате дискретизации вихревого слоя, распределенного непрерывно по срединной поверхности несущих элементов ($S_{НП}$) и по поверхностям тангенциального разрыва скорости (S_w), система линейных алгебраических уравнений (СЛАУ) для k -го приближения блочно-итерационного метода имеет вид

$$\sum_{i=1}^{N_{НП}} \Gamma_j^{(k)} \cdot \omega_{ij} = 2\pi f_j^{(k)}, \quad j = 1, N_{НП}. \quad (2)$$

В (2) $N_{НП}$ – общее количество присоединенных вихревых ячеек; $\Gamma_j^{(k)}$ – безразмерная циркуляция i -й вихревой ячейки; ω_{ij} – элементы матрицы скаса; $f_j^{(k)}$ – проекция вектора скорости, включающей в себя скорость невозмущенного потока и скорости, индуцированные свободной вихревой пеленой, фюзеляжем и спутной струей от фюзеляжа на нормаль в центре j -й ячейки. Форма и положение поверхности тангенциального разрыва скоростей определяются в ходе последовательных приближений. Особенности численной реализации метода дискретных вихрей достаточно хорошо описаны в работах [8 – 10].

Для моделирования обтекания телесного фюзеляжа используется метод возмущенных потенциалов [11], в соответствии с которым решение уравнения (1) ищется в виде суперпозиции потенциала двойного и простого слоя:

$$2\pi\varphi^{(k)}(P) = \iint_{S+S_c} \varphi^{(k)} \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS - \iint_S \left(\frac{\partial\varphi}{\partial n} \right)^{(k)} \frac{1}{r} dS. \quad (3)$$

Здесь S , S_c – поверхности, соответственно, телесного фюзеляжа и спутной струи за ним; r – расстояние от точки интегрирования до точки $P \in S$, где вычисляется потенциал φ ; n – нормаль к поверхности в точке интегрирования. Значение нормальной производной потенциала возмущенных скоростей определяется из условия непротекания с учетом возмущенных скоростей от тонких несущих поверхностей с предыдущего расчетного шага блочно-итерационного метода $\bar{V}_{НП}'^{(k-1)}$:

$$\left(\frac{\partial\varphi}{\partial n} \right)^{(k)} = - \left(\bar{V}_{\infty} + \bar{V}_{НП}'^{(k-1)} \right) \cdot \bar{n}. \quad (4)$$

Интегральное уравнение (3) решается методом коллокаций. Квадратур-

ные формулы вычисления сингулярных интегралов приведены в [11].

Скорость, индуцированная гидродинамическими особенностями, размещенными на поверхности фюзеляжа и спутного следа, сходящей с донного среза фюзеляжа, в контрольных точках ТНП равна градиенту от правой части (3) с множителем $\left(\frac{1}{4\pi}\right)$. Следовательно, правая часть СЛАУ (2) определяется выражением

$$f_j^{(k)} = - \left(\vec{V}_\infty + \frac{\vec{V}_\varphi^{(k-1)}}{2} \right) \cdot \vec{n}. \quad (5)$$

На расстоянии меньше меры дискретности от поверхности существенно возрастает погрешность вычисления возмущенных скоростей [12]. В этом случае, для обеспечения требуемой точности возмущенные скорости определяются из интерполяции значений скоростей в ближайших контрольных точках на поверхности и в точках, находящихся на удалении меры дискретности от поверхности.

Необходимо отметить, что приближения по блочно-итерационному методу выполняются на каждой итерации вычисления координат свободных вихревых поверхностей.

Распределенные нагрузки на ТНП вычисляются по теореме Жуковского «в малом» [10], а на поверхности фюзеляжа – по интегралу Коши-Лагранжа [8]. Суммарные аэродинамические нагрузки определяются интегрированием распределенных по поверхностям S и $S_{\text{ТНП}}$.

Результаты исследований. В качестве тестовой задачи рассматривалась задача расчета нелинейных аэродинамических характеристик комбинации ТФ-ТНП, изображенной на рис. 1.

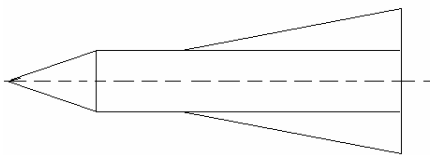


Рис. 1. Компоновка ТФ-ТНП

Результаты расчетов сравнивались с экспериментальными данными [13] и с результатами расчетов автора работы [2]. В работе [2], в отличие от данной работы, вихревая пелена, сходящая в поток с донного среза фюзеляжа, не рассматривалась. Кроме того, в

[2] подъемная сила фюзеляжа учитывалась приближенно, через распределение диполей постоянной интенсивности по поверхности, образованной продолжением консолей крыла внутрь фюзеляжа до плоскости симметрии.

На рис. 2 приведены результаты расчета коэффициента нормальной

силы (кривая 2), которые сравниваются с расчетными данными автора работы [2] (кривая 1) и экспериментальными данными [13] (кривая 3). Зависимость коэффициента момента тангажа, вычисленного относительно передней точки фюзеляжа («носка» фюзеляжа) и отнесенного к диаметру и площади миделевого сечения фюзеляжа, от угла атаки приведена на рис. 3. Нумерация кривых на рис. 3 соответствует нумерации на рис. 2.

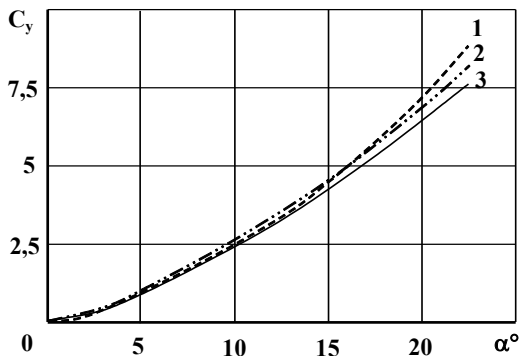


Рис. 2. Зависимость коэффициента нормальной силы от угла атаки

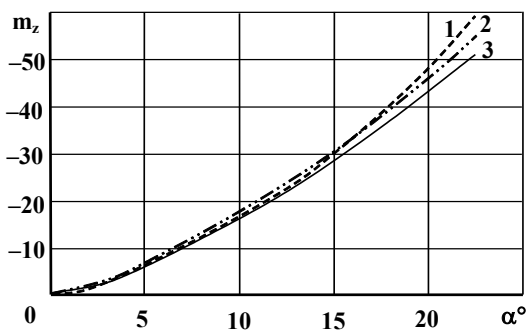


Рис. 3. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки

Анализ данных, приведенных на рис. 2 и 3, показывает, что при углах атаки меньше 15° результаты расчетов автора работы [2] лучше согласуются с экспериментальными данными, по сравнению с результатами расчетов по предлагаемому численному методу. В то же время необходимо отметить, что методы расчета аэродинамических характеристик, основанные на теории потенциальных течений, дают завышенные, по

сравнению с экспериментальными данными, значения коэффициента подъемной силы [1, 4 – 7, 10]. Это объясняется диссипацией энергии воздушного потока в пограничном слое, которая приводит к некоторому уменьшению давления потока на поверхность тела [1, 10]. Более подробный анализ расчетных данных, полученных с моделированием и без моделирования спутного следа с донного среза фюзеляжа, позволил выявить следующее. Спутный след от фюзеляжа индуцирует скорости на поверхности свободной вихревой пелены, сходящей с крыла, что приводит к дополнительному сворачиванию пелены. Вихревая пелена приближается к верхней поверхности крыла и корпуса, вызывая пики разрежения в корневых и концевых сечениях крыла и увеличение нормальной силы (до 9% при $\alpha = 10^\circ$). С увеличением угла атаки интенсивность вихревой пелены, сходящей с задней кромки крыла, начинает преобладать над интенсивностью пелены, моделирующей спутный след с донного среза фюзеляжа. Поэтому при углах атаки $\alpha > 15^\circ$ воздействие спутного следа от фюзеляжа на процесс сворачивания вихревых пелен, сходящих с задних кромок консолей крыла, проявляется в меньшей степени, чем при $\alpha < 15^\circ$. Кроме того, при $\alpha > 15^\circ$ существенно возрастает величина пика разрежения на концевых сечениях крыла. Все это приводит к уменьшению роли фюзеляжа и спутного следа за ним в формировании вихревой структуры крыла и в создании подъемной силы компоновки при больших углах атаки.

В ходе численных экспериментов, было выяснено, что для компоновок ТФ-ТНП, у которых задняя кромка крыльев расположена на удалении одного и больше калибра от донного среза фюзеляжа, роль спутного следа от фюзеляжа в формировании вихревой структуры крыла незначительна.

Выводы. При умеренных углах атаки фюзеляж и спутный след за ним играют важную роль в формировании вихревой структуры крыла и в создании аэродинамических сил и моментов компоновки «объемный фюзеляж – тонкие несущие поверхности». При больших углах атаки вклад фюзеляжа в создании подъемной силы незначителен.

ЛИТЕРАТУРА

1. Singn N., Aikat S., Basu B.C. *Incompresible potential flow about complete aircraft configurations // Aeronautics Journal. – 1989. – Vol. 93, № 929. – P. 335 – 343.*
2. Кравцов А.В. *Численный метод расчета нелинейных аэродинамических характеристик комбинации корпуса с крылом в дозвуковом потоке // Труды ЦАГИ. – 1988. – Вып. 2409. – С. 3 – 12.*

3. Любимов А.Н., Сорокин Ю.С. Метод расчета обтекания летательного аппарата дозвуковым потоком идеального газа // Ученые записки ЦАГИ. – 1985. – Т. 16, № 4. – С. 1 – 8.
4. Глушков Н.Н., Инешкин Ю.Л., Свириденко Ю.Н. Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых ЛА // Ученые записки ЦАГИ. – 1989. – Т. 20, № 1. – С. 23 – 28.
5. Краснов Н.Ф., Боровский Е.Э., Хлуннов А.И. Основы прикладной аэрогазодинамики. В 2 кн. Кн. 1. Аэродинамика крыла (профиля), корпуса и их комбинаций / Учебн. пособие для техн. ВУЗов. Под ред. Н.Ф. Краснова. – М.: Высш. шк., 1990. – 336 с.
6. Воробьев Н.Ф. Аэродинамика несущих поверхностей в установившемся потоке. – Н-ск: Наука, 1985. – 239 с.
7. Ковалёв Е.Д., Лифанов И.К., Михайлов А.А., Ништ М.И., Поликарпов Г.Г. Численный метод расчета летательного аппарата с телесным фюзеляжем // ЖВМ и МФ. – 1989. – Т. 23, № 4. – С. 123 – 128.
8. Лифанов И.К. Метод сингулярных интегральных уравнений и численный эксперимент в математической физике, аэродинамике, теории упругости и дифракции волн. – М.: ТОО "Янус", 1995. – 520 с.
9. Апаринов В.А., Дворак А.В. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками / Под ред. С.М. Белоцерковского // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1986. – Вып. 1313. – С. 424 – 432.
10. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. – М.: Наука, 1978. – 352 с.
11. Morino L., Chen L.-T., Sucio E.O. Steady and oscillatory subsonic and supersonic aerodynamics around complex configurations // AIAA Journal. – 1975. – V. 13, № 3. – P. 368 – 374.
12. Тюрев В.В. О вычислении скоростей, индуцированных вихревой поверхностью // Научно-методические материалы по прикладным задачам аэромеханики. – Х.: ХВВАИУ, 1987. – Вып. 2. – С. 15 – 17.
13. Thomson K/D/ Subsonic wing-body interference for missile configurations at large angles of attack // Aeronautical Quarterly. – 1977. – V. 28, № 3. – P. 123 – 127.

Поступила 12.04.2004

КАЛКАМАНОВ Салим Аюпович, канд. техн. наук, докторант Харьковского института ВВС. В 1988 году окончил Харьковское ВВАИУ. Области научных интересов – разработка и применение численных методов для решения прикладных задач аэродинамики.

ОБИДИН Дмитрий Николаевич, канд. техн. наук, старший преподаватель кафедры Харьковского института ВВС. В 1994 году окончил Харьковское ВВАИУ. Области научных интересов – разработка и применение численных методов для решения задач динамики полета.

ТУРЧЕНЮК Виталий Афанасьевич, адъюнкт Харьковского института ВВС. В 1994 году окончил Харьковское ВВАИУ. Области научных интересов – разработка и применение численных методов для решения задач динамики полета экранопланов.