

К расчету методом дискретных вихрей аэродинамических характеристик летательных аппаратов с отклоненной механизацией

Т. В. Погребная

ЦАГИ, Россия

Results of numerical investigations of aircraft aerodynamic performance with deflected flaps for cruise, take off and landing configuration are presented. Comparison of calculated and flight experimental data showed good agreement.

Исследования влияния отклонения рулевых поверхностей на аэродинамические характеристики и параметры вихревой системы летательного аппарата в последнее время получили два новых направления. Одно из них связано с проблемой увеличения аэродинамического качества за счет использования органов адаптивной механизации. Второе направление касается взаимодействия вихревого следа самолета с поверхностью аэродрома на взлетно-посадочных режимах и его влияния на другой самолет при его дозаправке в воздухе на крейсерских режимах.

И в первой, и во второй задачах расчеты аэродинамических характеристик летательного аппарата с учетом отклоненной механизации, основанные на методе дискретных вихрей (МДВ), имеют преимущества перед другими методами: достаточно малый объем исходной информации, относительно небольшое время расчета, широкий спектр вычисляемых стационарных и нестационарных аэродинамических производных. К недостаткам такого подхода можно отнести предположение о малости углов отклонения возмущенных скоростей относительно скорости набегающего потока (линейная теория). Но, как показали многочисленные расчеты [1] и проведенное сравнение их с данными, полученными в летном и трубном экспериментах, соответствие получается удовлетворительным в широком диапазоне углов атаки и углов отклонения механизации. Данная работа посвящена иллюстрации возможностей МДВ для расчета целого комплекса аэродинамических характеристик как самолета в целом, так и его частей в продольном движении для различных чисел Маха.

Определение стационарных аэродинамических характеристик

Рассматривается установившееся безотрывное обтекание самолета дозвуковым однородным потоком идеального газа. Возмущения, вносимые самолетом в поток, считаются малыми по сравнению со скоростью потока V_∞ . Полагается, что течение вне самолета и следа за ним безвихревое. Потенциал возмущенного движения ϕ должен удовлетворять уравнению Прандтля-Глауэрта

$$(1 - M^2) \partial^2 \varphi / \partial x^2 + \partial^2 \varphi / \partial y^2 + \partial^2 \varphi / \partial z^2 = 0 \quad (1)$$

Здесь $M = V_\infty / \alpha_\infty$ - число Маха, α_∞ - скорость звука в невозмущенной среде. Коэффициент давления с линейной точностью удовлетворяет уравнению Коши-Лагранжа

$$p - p_\infty = -\rho_\infty V_\infty \partial \varphi / \partial x.$$

Уравнение (1) решается со следующими граничными условиями: условием непротекания на поверхности ЛА, отсутствием перепада давления на вихревой пелене, условием Чаплыгина-Жуковского на задних острых кромках, условием затухания возмущений на бесконечности. Учет влияния поверхности земли на взлетно-посадочных режимах производится с помощью зеркального отражения компоновки от поверхности земли.

Поставленная задача решается методом дискретных вихрей [2], суть которого сводится к следующему. Обтекание ЛА моделируется с помощью газодинамических особенностей, располагаемых на плоских базовых элементах. Они выбираются таким образом, чтобы, во-первых, соответствующая часть поверхности аппарата была близка к ним и, во-вторых, направляющие косинусы нормалей к поверхности аппарата и базовым плоскостям мало бы отличались друг от друга. Тела вращения (фюзеляж, мотогондолы) моделируются двумя взаимно-перпендикулярными элементами, представляющими собой проекцию тела на соответствующую плоскость. Вихревые пелены сходят с задних кромок крыла, горизонтального оперения и горизонтальных плоскостей - при продольном движении и с вертикальных плоскостей фюзеляжа, вертикального оперения и вертикальных плоскостей мотогондол - при боковом движении, т.е. при наличии бокового ветра.

При численном решении задачи совершается переход от непрерывного вихревого слоя к дискретным вихрям. Каждый базовый элемент разбивается на панели, на которых располагаются вихри и контрольные точки. Граничные условия удовлетворяются в контрольных точках, лежащих между вихрями по потоку и по размаху базовых элементов.

Таким образом, решение задачи сводится к решению системы алгебраических уравнений относительно неизвестных интенсивностей вихрей (нагрузок) на самолете. По известным нагрузкам определяются аэродинамические производные сил c_y^i, c_z^i и моментов m_z^i, m_y^i, m_x^i , а

также производные безразмерных циркуляций Γ^i . Здесь ϵ_i - безразмерные кинематические параметры, α и ω_z - для продольного движения, $\beta, \omega_x, \omega_y$ - для бокового движения, δ соответствует углу отклонения элементов механизации.

Результаты расчета

Ниже приводится сравнение результатов расчета с экспериментальными данными для пассажирского дозвукового самолета, близкого по геометрии к самолету Ту-204 [3]. На рис.1 представлены две проекции пластинчатой схематизации этого самолета. Его натурные размеры: размах крыла $l = 40.88$ м, средняя аэродинамическая хорда $b = 4.11$ м, площадь крыла с подфюзеляжной частью $S = 168.63$ м², угол стреловидности $\chi = 28^\circ$ и удлинение $\lambda = 10$

Цифр
предк
двухи
секци
закры
Рас
конфи
высот
не с
испол

где

(1)

.Цифрами на рис.1 обозначены рулевые поверхности. Крыло самолета снабжено предкрылком (позиция 1), расположенным вдоль всей его передней кромки, и двухщелевым закрылком (позиции 2и3), разделенном мотогондолой на две секции. На взлетно-посадочных режимах предкрылок отклоняется на угол -27° , закрылок - на угол 18° (взлет) и 37° (посадка) и выдвигается на 12% хорды.

Расчеты продольных аэродинамических характеристик проводились для двух конфигураций: крейсерской и посадочной. Расчетное число Маха $M_\infty = 0.3$, высота полета $H = 6000$ м. Поскольку углы отклонения элементов механизации не слишком малы, для вычисления коэффициента подъемной силы использовалось соотношение

$$c_y = c_y^a \sin \alpha \cos \alpha + c_y^{\delta_{пр}} \sin \delta_{пр} \cos \delta_{пр} + c_y^{\delta_3} \sin \delta_3 \cos \delta_3,$$

где $\delta_{пр}$ - угол отклонения предкрылка, δ_3 - угол отклонения закрылка.

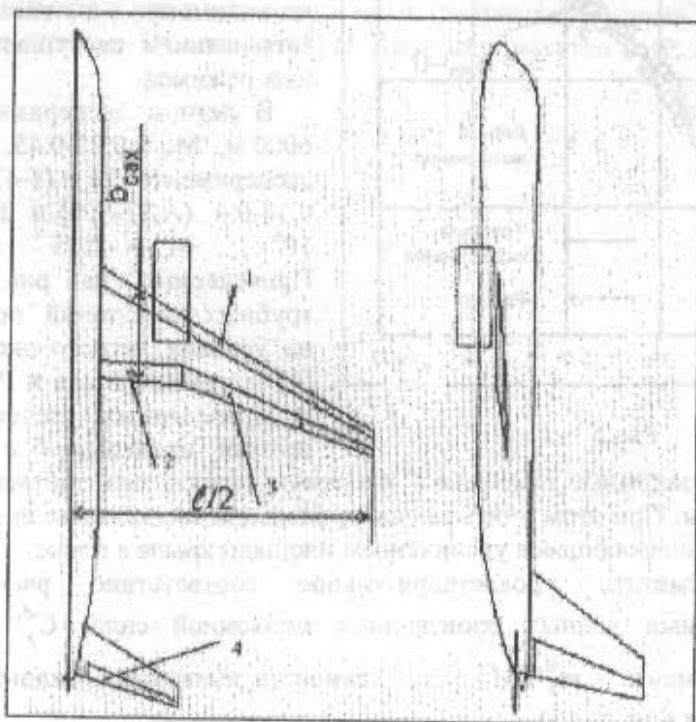


Рис.1

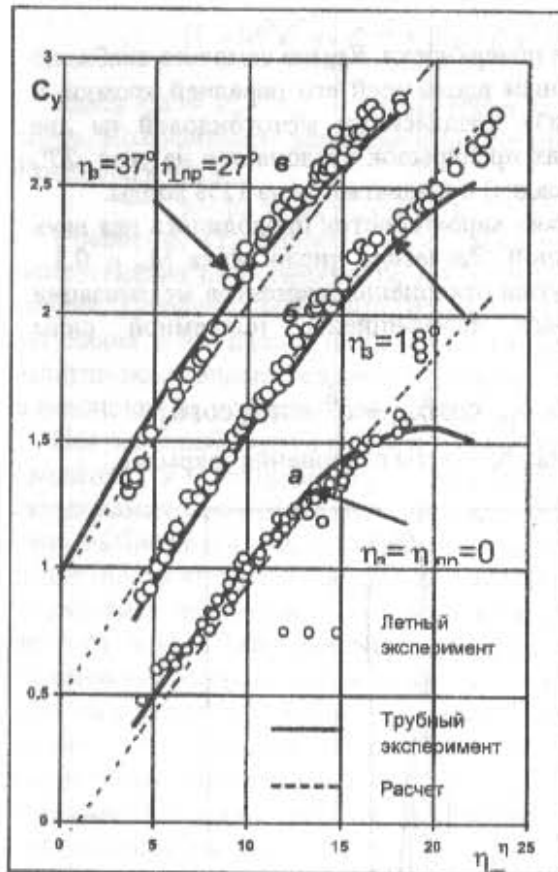


Рис. 2

многозвенного закрылка заменялись плоскими пластинами соответствующих наклона и хорды. При этом учитывалось продольное выдвижение предкрылка и закрылка, сопровождающееся увеличением площади крыла в плане.

Следует отметить удовлетворительное соответствие расчетных и экспериментальных данных производных подъемной силы $C_y^{\delta_4}$ (рис. 4) и продольного момента - $m_z^{\delta_4}(M)$ (рис. 5) самолета, вызванных отклонением руля высоты (позиция 4 на рис. 1).

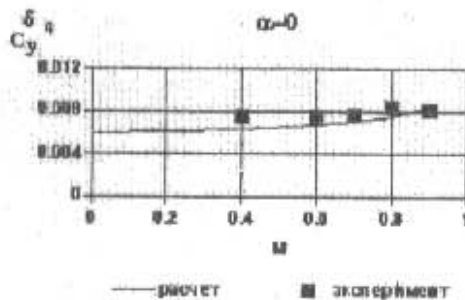


Рис. 4

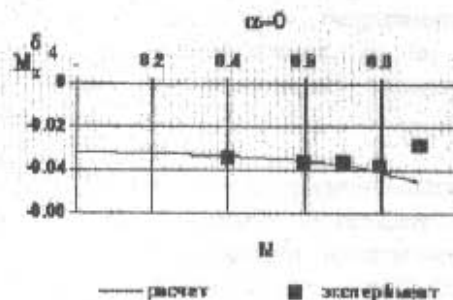


Рис. 5

На рис. 2 представлено сравнение расчетных (штриховые линии) и экспериментальных данных, полученных в трубном (сплошные кривые) и летном (точки) экспериментах [3] для крейсерской (а), взлетной (б) и посадочной (в) конфигураций. Удовлетворительное соответствие данных расчета и экспериментов наблюдается в диапазоне углов атаки $\alpha = 0-15^\circ$ для базовой конфигурации и $\alpha = 0-20^\circ$ с отклоненной механизацией, что, по-видимому, связано с затягиванием наступления отрывных режимов.

В летном эксперименте $H = 6000$ м, $M_\infty = 0.28-0.45$. В трубном эксперименте $Re = (1-4) \cdot 10^6$, $M = 0.15-0.4$ (АДТ-106) и $Re = (5-6) \cdot 10^6$, $M = 0.15$ (АДТ-101). Приведенные на рис. 2 данные трубных испытаний пересчитаны на условия летного эксперимента [3] по числам Маха и Рейнольдса. В проведенных расчетах отклоненный предкрылок и элементы

При
примен
самолет

1. Бел...
Мод...
выд...
200...
2. Бел...
аэро...
науч...
3. Аэр...
Г.С...
199...

Приведенные результаты свидетельствуют о возможности широкого применения МДВ для расчета различных аэродинамических характеристик самолета при движении с отклоненной механизацией.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоцерковский С.М., Медведев Р.Е., Шипилов С.Д., Погребная Т.В. Моделирование ближнего вихревого следа за самолетом с учетом выдвигания и отклонения секционных закрылков. - Труды ЦАГИ вып.2643. 2003г.
2. Белоцерковский С.М., Шипилов С.Д., Погребная Т.В. Исследование аэродинамических производных самолетов на ЭВМ. – Доклады Академии наук. 1995. Том 341. № 1
3. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. Под ред. акад. Г.С. Бюшгенса. – Изд.отдел ЦАГИ. Авиа-издательство КНР. Москва-Пекин. 1995