

Некоторые результаты применения метода дискретных вихрей при исследованиях аэродинамических характеристик органов управления и механизации

В. И. Бушуев, В. В. Зубок

Военно-воздушная инженерная академия им. Н.Е. Жуковского Москва, Россия

Results of numerical studies of aerodynamic characteristics of an aircraft with mechanization controls in the takeoff and landing position are given in this work. The problem was solved by the discrete vortex method under nonlinear stationary conditions at continuous flow taking into account the construction's solidity.

Одним из путей повышения эффективности летательных аппаратов (ЛА) является все более широкое использование рулевых поверхностей и механизации в системах автоматического управления в качестве органов для непосредственного управления аэродинамическими силами (НУАС), для расширения диапазона допустимых режимов полета, а также улучшения взлетно-посадочных характеристик.

Проектирование рулевых поверхностей и органов механизации различного назначения требует проведения большого объема исследований, причем если говорить об экспериментальных исследованиях, то они достаточно сложны (особенно в силу малых размеров рулей) и требуют значительных затрат материальных ресурсов. Программы экспериментальных исследований могут быть значительно сокращены, если они будут составляться с учетом априорной информации, полученной с помощью численных методов.

В настоящее время в связи с развитием вычислительной техники, совершенствованием математических моделей ЛА и их частей достоверность результатов численных экспериментов в значительной мере удовлетворяет потребностям практики. Так, для расчета аэродинамических характеристик ЛА широко применяется метод дискретных вихрей.

В качестве примера в работе представлены некоторые результаты расчетов аэродинамических характеристик самолета типа Ил-76 как с неотклоненной, так и с отклоненной механизацией крыла.

Самолет Ил-76 представляет собой свободнонесущий моноплан нормальной схемы с высококорасположенным крылом большого удлинения ($\lambda = 8,5$) и умеренной стреловидности ($\chi_{0,25} = 25^{\circ}$) однокилевым Т-образным хвостовым оперением.

На крыле размещены два пятисекционных предкрылка вдоль всего размаха, два двухсекционных трехщелевых раздвижных закрылка с дефлектором. Угол установки крыла относительно строительной горизонтали составляет $+3^{\circ}$. Угол

установки крыла относительно строительной горизонтали составляет $+3^\circ$. Угол поперечного "V" консоли крыла равен -3° . Крыло самолета сконструировано из профилей ЦАГИ серии П - 151. Относительная толщина профиля изменяется от 13 % в центральной части крыла до 10 % на конце крыла. Крыло имеет геометрическую крутку (максимальный отрицательный угол закрутки концевых сечений консолей составляет -3°) и аэродинамическую крутку, состоящую в том, что относительная кривизна профиля увеличивается с 0,8% вблизи фюзеляжа до 2% в концевых сечениях крыла.

Установлены следующие положения механизации крыла и, соответственно, конфигурации самолета:

1. взлетная конфигурация (ВК) - секции закрылков отклоняются на углы $30^\circ - 28^\circ$ (начиная с внутренней секции), а предкрылки - на 14° ;
2. посадочная конфигурация (ПК) - секции закрылков отклоняются на углы $43^\circ - 40^\circ$ (при этом хвостовые звенья закрылков отклонены относительно основных на угол равный 20°), предкрылки - на 25° ;
3. маневренная конфигурация (МК) - механизация крыла не отклонена.

Характерной особенностью самолета является отклонение закрылков на режиме взлета на углы $30^\circ - 28^\circ$ при сомкнутых звеньях, что приводит к тому, что закрылки становятся однощелевыми.

Математическое моделирование производилось по принятому в методе дискретных вихрей подходу, основанному на замене схематизированных поверхностей ЛА системой вихревых отрезков [1]. При этом задача решалась в нелинейной стационарной постановке с учетом телесности элементов ЛА, включая органы механизации крыла.

Схематизация ЛА выполнялась следующим образом. Поверхности крыла, горизонтального и вертикального оперений моделировались как телесные объекты, а их форма описывалась в соответствии с заданными геометрическими параметрами, в том числе были смоделированы все щели между предкрылком и основной частью крыла, а также между звеньями закрылков [2]. Фюзеляж моделировался приближенно в виде тела прямоугольного сечения, сформированного плоскими панелями, но с сохранением, в основном, его обводов.

При математическом моделировании количество дискретных вихрей, размещаемых на поверхностях ЛА составляло: в ПК - 1828, во ВК - 1492, в МК - 920 вихрей. Расчеты проводились при трех значениях угла атаки ($\alpha=0.5^\circ$, и 10°) для всех рассмотренных конфигураций самолета.

После проведения расчетов получены распределенные и суммарные аэродинамические характеристики отдельных частей и самолета в целом.

Однако особый интерес представляют распределенные и суммарные

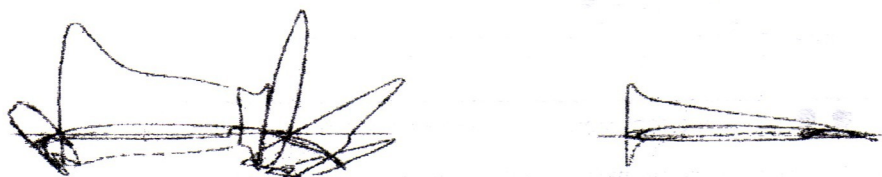
поэтому они и будут представлены здесь главным образом.

Приведены результаты сравнения расчетных зависимостей $C_p(\bar{x})$ (рис. 1) в некотором сечении крыла и $C_{ya}(\alpha)$ (рис. 2) самолета с экспериментальными данными [3]. Из анализа кривых, представленных на рис. 1, следует, что в расчетах удается качественно верно смоделировать особенности обтекания как исходного нещелевого, так и достаточно сложного многощелевого крыла.

Экспериментальные данные

$$\alpha = 8^\circ, \delta = 43^\circ/40^\circ$$

$$\alpha = 8^\circ, \delta = 0$$



Результаты расчетов

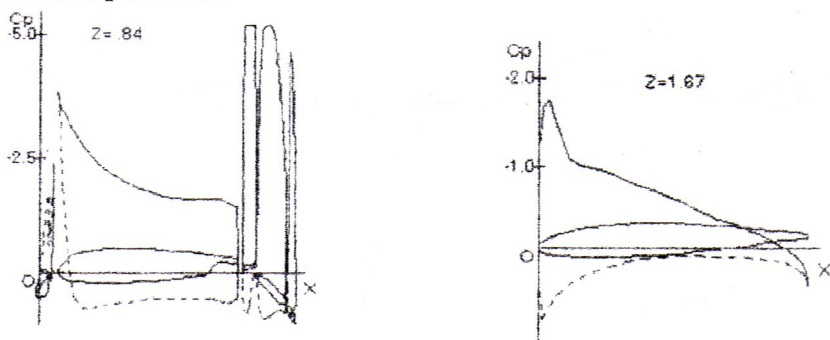


Рис. 1. Сравнение распределенных аэродинамических характеристик

Что касается суммарных аэродинамических характеристик, то заметно удовлетворительное согласование результатов расчетов с экспериментальными данными (рис. 2). При этом можно отметить существенный прирост коэффициента подъемной силы при отклонении закрылков во взлетное или посадочное положения по сравнению с маневренной конфигурацией.

Наибольшей информативностью о распределении нагрузки по поверхности крыла и механизации обладают зависимости $C_p(\bar{x})$. Эти зависимости приведены при угле атаки $\alpha = 10^\circ$ в шести сечениях крыла (в долях центральной хорды крыла) для трех конфигураций самолета: маневренной (рис. 3), взлетной (рис. 4) и посадочной (рис. 5). Из этих зависимостей можно видеть, как меняется нагрузка каждого из элементов крыла при изменении угла атаки и углов отклонения механизации. Так, с отклонением закрылков до углов $43^\circ/40^\circ$ происходит наибольшее нагружение сечений крыла, что согласуется с

зависимостями, представленными на рис. 2.

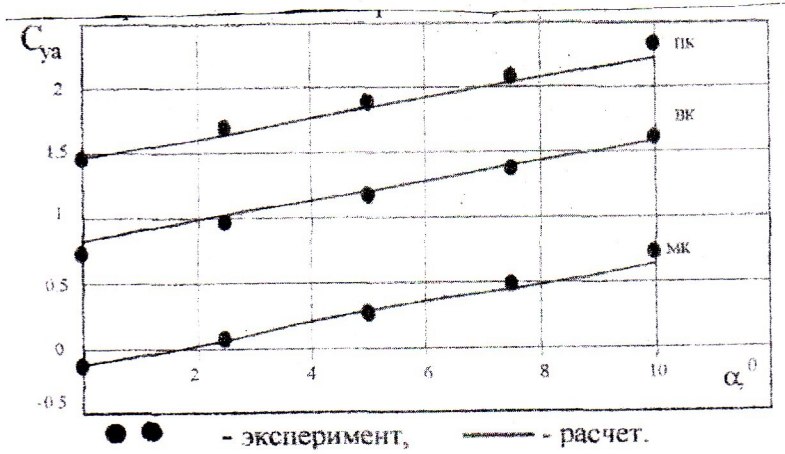


Рис. 2. Сравнение суммарных аэродинамических характеристик

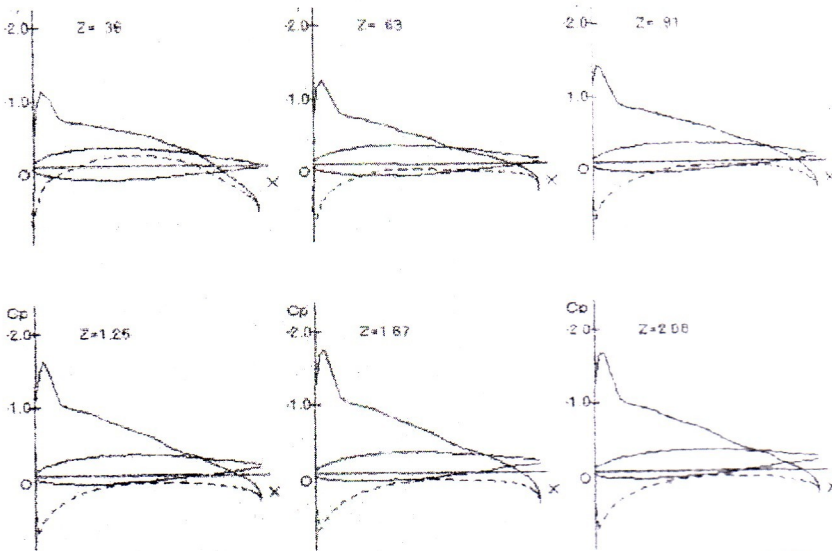


Рис. 3. Распределенные аэродинамические характеристики в МК

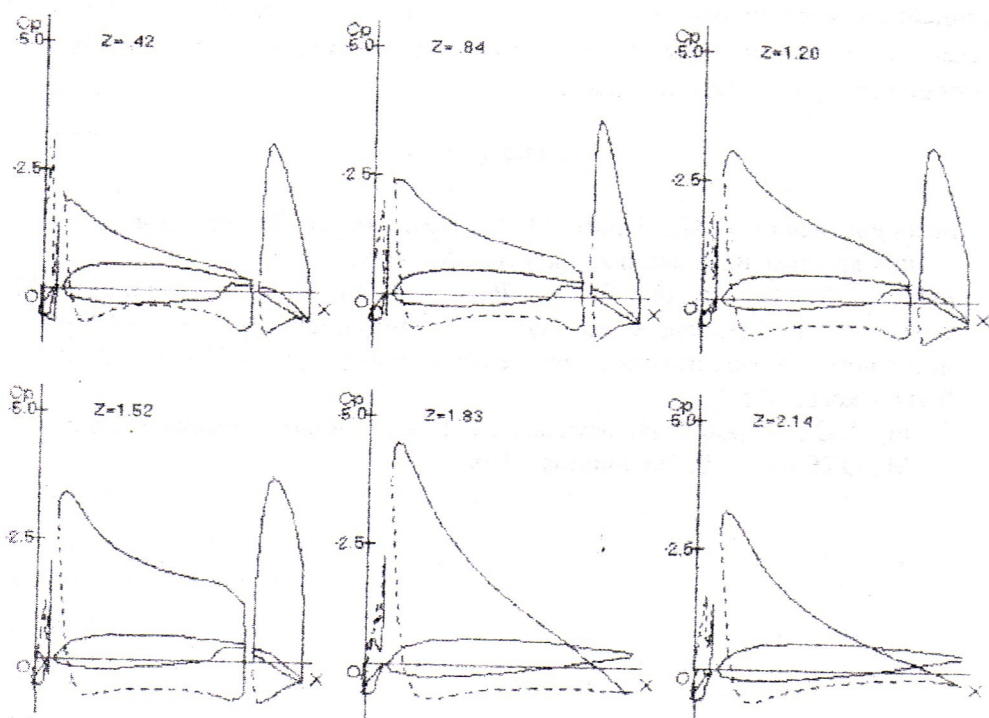


Рис. 4. Распределенные аэродинамические характеристики во ВК

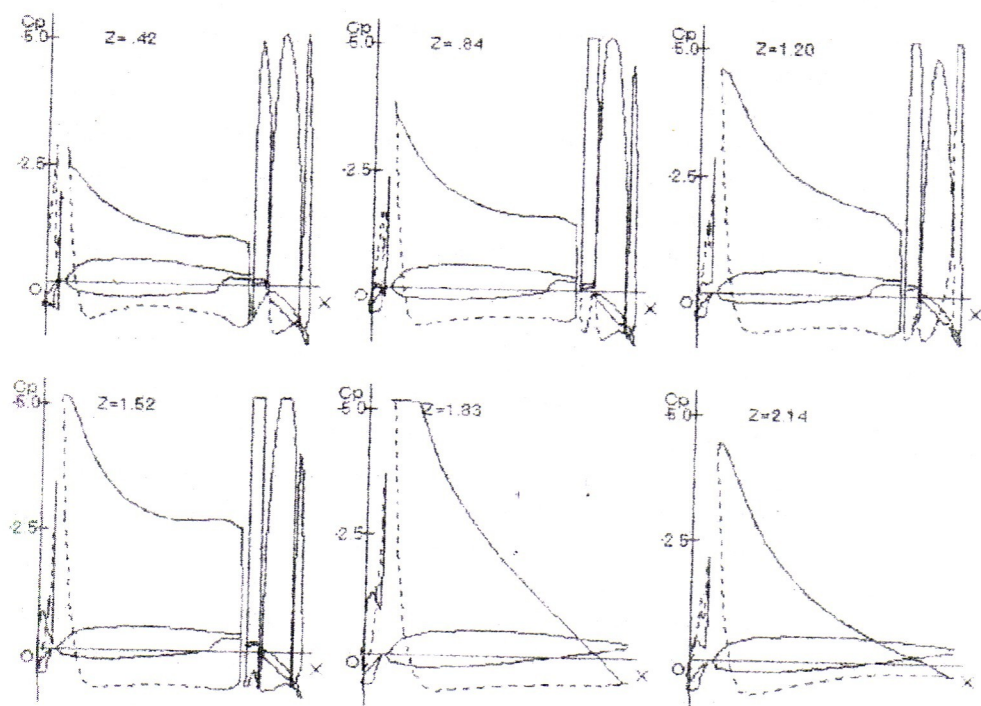


Рис. 5. Распределенные аэродинамические характеристики в ПК

Таким образом, представленные материалы расчетов свидетельствуют о достаточно высокой достоверности и информативности исследований

нелинейных аэродинамических характеристик ЛА с учетом телесности его частей, углов отклонения элементов сложной (многосекционной, многозвенной, многощелевой) механизации крыла.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978.
2. Бушуев В. И., Зубок В. В. Расчет нелинейных аэродинамических характеристик телесного крыла с механизацией. Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1985.
3. Васин И. С., Егоров В. И., Муравьев Г. Г. и др. Аэродинамика самолета Ил - 76. М.: ОКБ им. С. В. Ильюшина, 1979.

12 июня 2003 г.