МЕХАНИКА
ЖИДКОСТИ И ГАЗА
№ 6 • 2000

Данная обобщающая статья написана Сергеем Михайловичем Белоцерковским – известным ученым в области механики жидкости и газа и ее приложений – в год его 80-летия. К сожалению, она выходит в свет после его кончины, последовавшей 18 августа 2000 г. В статье Сергея Михайловича представляется развитый им и его учениками метод дискретных вихрей, демонстрируются полученные с помощью этого метода результаты, намечаются пути его развития. Подчеркивается актуальность математического моделирования для исследования, разработки испытаний и эксплуатации летательных аппаратов.

УДК 533.6.011

© 2000 г. С.М. БЕЛОЦЕРКОВСКИЙ

НЕКОТОРЫЕ ИТОГИ РАЗВИТИЯ И ЗАДАЧИ СИСТЕМНЫХ КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В АВИАЦИИ

Рассматриваются возможности использования современных компьютерных технологий в авиастроении и эксплуатации летательных аппаратов в сложных условиях. Показывается, что эффективным методом для соответствующих исследований являются метод дискретных вихрей и его модификации. Приводятся результаты, полученные автором и его школой.

1. Новые компьютерные технологии в авиации. Будущее развитие авиации связано с перенесением акцента исследований в область математического и полунатурного моделирования, широкого использования компьютеров при проведении физических экспериментов в лабораторных и особенно летных испытаниях. Решающий эффект может быть достигнут при комплексной реализации концепции "Математическая модель летательного аппарата – постоянный его дублер". Для этого на всех стадиях создания и применения летательного аппарата должны формироваться, поэтапно уточняясь, и функционировать в опережающем темпе его математические модели.

При создании прикладных математических моделей на первый план выходят требования добиться необходимой точности и универсальности наиболее простым путем (принцип: "чем проще системная модель, тем лучше"). Прикладные модели должны опираться на доступную исходную информацию и давать результаты, не уступающие точности исходных данных. Например, формы обводов крыла и фюзеляжа на этапе проектирования еще не выбраны или являются "технологической тайной". Выход из положения – использование пространственно-пластинчатых схем, которые достаточно точны для получения основных характеристик – суммарных нагрузок [1–7]. Одно из решающих условий для реализации указанного системного подхода – доступность технологии широкому кругу специалистов ("демократичность методологии"). Для этого система должна удовлетворять на каждом этапе требованиям разумной сложности и приемлемой точности.

Изучение нестационарной аэродинамики самолетов и вертолетов – новая важнейшая область современных исследований. Рост объема и интенсивности авиационных перевозок обострил проблемы безопасности и экономичности полетов. Весьма актуальным стало преодоление "вихревого барьера", т.е. обеспечение нормальных полетов в возмущенной атмосфере: в условиях турбулентности, при попадании в спутные вихревые следы за другими летательными аппаратами, в восходящие и нисходящие воздушные потоки, в условиях так называемого "сдвига ветра" и т.п. Для решения этих задач к настоящему времени создано много эффективных программных средств [8]. Наступило время, с одной стороны, используя публикуемые данные о самолетах и вертолетах мира, организовать расчеты и накапливать базы данных по всем их аэродинамическим характеристикам [9], с другой – наращивать базы данных о регулярных воздушных течениях, порывах ветра, турбулентности атмосферы на трассах полета самолетов и вертолетов, особенно вблизи аэропортов, различных наземных сооружений, в горных районах.

По-новому целесообразно строить идентификацию самолетов и вертолетов в летном эксперименте. Вначале должна быть получена априорная информация о математической модели (ее расчетный вариант). Затем в процессе летных испытаний проводятся ее проверка и уточнение. Это не только ускоряет и удешевляет испытания, расширяет информационное поле, но и превращает обратную задачу идентификации самолета и вертолета из некорректной задачи в корректную [7].

Установлен важный факт [10] – при моделировании переходных и закритических режимов основную роль играет нестационарность обтекания, а не вязкость среды, которая проявляется к тому же с определенным запозданием. Нестационарный отрыв образуется во многом не так, как стационарный, особенно при развитых вихревых образованиях, при резких эволюциях или на отрывных режимах обтекания тел, которые обычно сопровождаются нестационарными вихревыми следами. Без нестационарных моделей невозможно достоверное моделирование в интересах безопасности полетов, расследование летных инцидентов. Полеты в экстремальных условиях опасны, моделирование их, включая штопор и вывод из него, необходимо предварительно изучить численным экспериментом [7–10]. Перспективным является использование нестационарных моделей аэроупругости и современных компьютерных технологий для расшифровки САРПП ("черных ящиков"), устанавливаемых на серийных самолетах.

Моделирование процессов раскрытия, наполнения и динамики спуска парашюта с грузом также является актуальным [11].

Аэродинамика несущих винтов вертолетов требует учета маховых движений лопастей и их упругих деформаций, а винтокрылых аппаратов – и процесса преобразования винта в крыло и обратно [12].

Моделирование турбулентных следов и струй, аэроакустика – сравнительно новые области механики жидкости и газа. Здесь компьютерные технологии вносят новые возможности в продвижение проблемы, а также в изучение взаимодействия силовых установок летательных аппаратов [13, 14].

2. Метод дискретных вихрей. С конца 40-х до середины 50-х годов шли поиск, а затем разработка численного метода, который базировался на вихревой теории Н.Е. Жуковского и в конце концов стал основой для решения широкого класса указанных задач и получил название "метод дискретных вихрей" [1, 2, 4, 13–15]. Поверхность тела в расчетных схемах заменяется системой присоединенных и, вообще говоря, свободных вихрей, которые сходят в поток на острых кромках, изломах и линиях вязкого отрыва. Каждая комбинация присоединенного и свободных вихрей строится как замкнутая и удовлетворяет всем уравнениям гидродинамики в несжимаемой среде. На поверхности тела выбираются точки, называемые расчетными, в которых выполняется условие непротекания, т.е. суммы нормальных к поверхности составляющих скоростей, индуцируемых в них вихрями, и набегающего потока равны нулю. Математические задачи обтекания тонких несущих поверхностей имеют не единственное решение, а также содержат особенности на острых кромках. Выработано общее правило для выделения требуемого класса решения: ближайшими к тем кромкам, где теоретически решение неограничено, должны быть дискретные вихри, а к тем кромкам, где решение ограничено, – расчетные точки [1–6, 16, 17]. Обобщение метода дискретных вихрей для дозвуковых и сверхзвуковых скоростей в линейной постановке дано в цикле работ [3, 16, 18, 19], а в нелинейной (крыло, винт, струя) – в [4, 6, 11, 14].

Второе большое направление совершенствования схем и моделей, которого потребовала практика, – учет вязкости у поверхностей гладких тел для определения дополнительных мест отрыва и циркуляции оторвавшихся вихрей (включение здесь пограничного слоя или уравнений Навье – Стокса) [18], учет турбулентной вязкости в следах и струях [13, 14], учет проницаемости тканей при введении экспериментальных данных в закон Дарси [11].

Основные идеи метода получают все большее распространение и в других областях [15]. Свидетельство тому – восемь международных симпозиумов по проблеме "Метод дискретных особенностей в задачах математической физики".

Вначале метод дискретных вихрей имел эвристические обоснования, базирующиеся на общих представлениях и некотором опыте расчетов. В линейных задачах он создавался как численный метод решения сингулярных интегральных уравнений [3, 15]. Затем обращение к ним оказалось лишним, особенно трудным для нелинейных задач этапом численного расчета. Использование дискретных вихрей дало возможность строить численный метод одновременно с построением дискретной модели, объединив в единое целое физическое содержание явления, его математическую модель, особенности и возможности компьютеров дискретного действия (цифровых). Этим достигнуты наглядность и универсальность подхода, что обеспечило его широкое и многообразное внедрение.

Математические исследования обосновали корректность метода, создали базу для обобщений и контроля за расчетами [3, 5, 15, 18]. К настоящему времени это привело к формированию самостоятельного направления в теории сингулярных интегральных уравнений.

Наиболее общий способ проверки численного эксперимента – сравнение результатов разных надежных численных методов. Для нелинейных задач – это одна из немногих возможностей прямого теоретического сопоставления. При этом иногда удается сделать выводы принципиального значения. Так, на основании результатов численных экспериментов на базе метода дискретных вихрей и метода крупных частиц установлено следующее общее положение [6]. Основные черты и макроэффекты отрывного обтекания тел при больших числах Рейнольдса, в том числе ближний аэродинамический след и его статистические турбулентные характеристики, при известных местах отрыва потока на теле, а также течения в зонах сильного взаимодействия струй с преградой не зависят от вязкости среды и определяются инерционным взаимодействием в жидкостях и газах, описываемым нестационарными уравнениями идеальной среды. Это существенно расширило реальные возможности моделирования сложных течений.

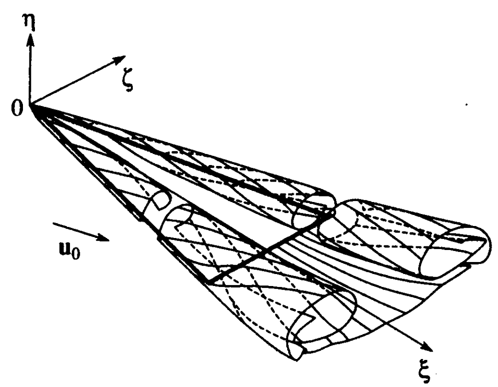
В линейных задачах установлено, что при гармоническом изменении малых кинематических параметров ε_j во времени (они характеризуют колебания и деформации летательного аппарата, атмосферные порывы) линейные аэродинамические характеристики C выражаются через аэродинамические производные C^{ε_j} и $\dot{C}^{\varepsilon_j}$ [2, 5]

$$\varepsilon_j = \varepsilon_j^* \cos p\tau, \quad \dot{\varepsilon}_j = \frac{d\varepsilon_j}{d\tau}, \quad \tau = \frac{tu_0}{b} \qquad C(\tau, p, M) = \sum_j [C^{\varepsilon_j}(p, \mathrm{M})\varepsilon_j(\tau) + C^{\dot{\varepsilon}_j}(p, \mathrm{M})\dot{\varepsilon}_j(\tau)]$$

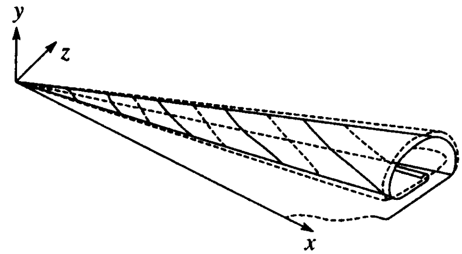
Здесь ε_j^* – амплитудное значение кинематического параметра, M – число Маха, p – безразмерная частота, t – время, u_0 – поступательная скорость тела, b – характерный линейный размер. Производные C^{ε_j} и $C^{\dot{\varepsilon}_j}$ не зависят от времени, вблизи $p = 0$ они изменяются незначительно. Для многих приложений достаточно рассмотреть их при $p \to 0$, что сильно упрощает расчеты.

Показано, что для определения зависимости линейных характеристик $C(\tau)$ при любых законах $\varepsilon_j(\tau)$ достаточно найти переходные функции $H_{\varepsilon_j}(\tau)$ при ступенчатом изменении $\varepsilon_j(\tau)$

$$\varepsilon_j(\tau) = 0, \quad \tau < 0; \quad \varepsilon_j(\tau) = 1, \quad \tau \geqslant 0$$



Фиг. 1



Фиг. 2

Фиг. 1. Вихревая структура треугольного крыла $\lambda = 1{,}0$, $\alpha = 15°$ с острыми передними кромками

Фиг. 2. Форма носовой вихревой пелены на правой половине треугольного крыла $\lambda = 1{,}5$, $\alpha = 18°$, M = 0 – штриховая, M = 0,9 – сплошная линия

и затем воспользоваться интегралом свертки. В сжимаемой среде ($M \neq 0$) имеем при произвольном законе $\varepsilon_j(\tau)$:

$$C_{\varepsilon_j}(\tau, M) = C_{\varepsilon_j}(M)\big|_{p=0}\varepsilon_j(\tau) + \int_0^{\tau} I_c^{\varepsilon_j}(M,\tau)\dot{\varepsilon}_j(\tau-\tau_1)d\tau_1$$

$$I_c^{\varepsilon}(M,\tau) = H_{\varepsilon_j}(M,\tau) - C^{\varepsilon_j}(M)\big|_{p=0} \qquad (2.1)$$

Для передаточных функций $C^{\varepsilon_j}(p,M)$, $C^{\dot{\varepsilon}_j}(p,M)$ имеем

$$C^{\varepsilon_j}(p,M) = C^{\varepsilon_j}\big|_{p=0} + p\int_0^{\infty} I_c^{\varepsilon_j}(M,\tau)\sin p\tau d\tau$$

$$C^{\dot{\varepsilon}_j}(p,M) = \int_0^{\infty} I_c^{\varepsilon_j}(M,\tau)\cos p\tau d\tau \qquad (2.2)$$

Нестационарные модели аэродинамики, в том числе и линейные, – немарковские (состояние системы зависит от предыстории), соответствующая память содержится в свободных вихрях. Однако благодаря (2.1) и (2.2) для получения полной базы данных для линейных нестационарных характеристик летательного аппарата достаточно рассмотреть гармонические зависимости $\varepsilon_j(\tau)$ при $p \to 0$ и ступенчатые законы $\varepsilon_j(\tau)$. Согласно (2.1), уравнения аэроавтоупругости и динамики полета при полном учете нестационарности будут интегродифференциальными, а не дифференциальными, как при гипотезе стационарности [5, 7].

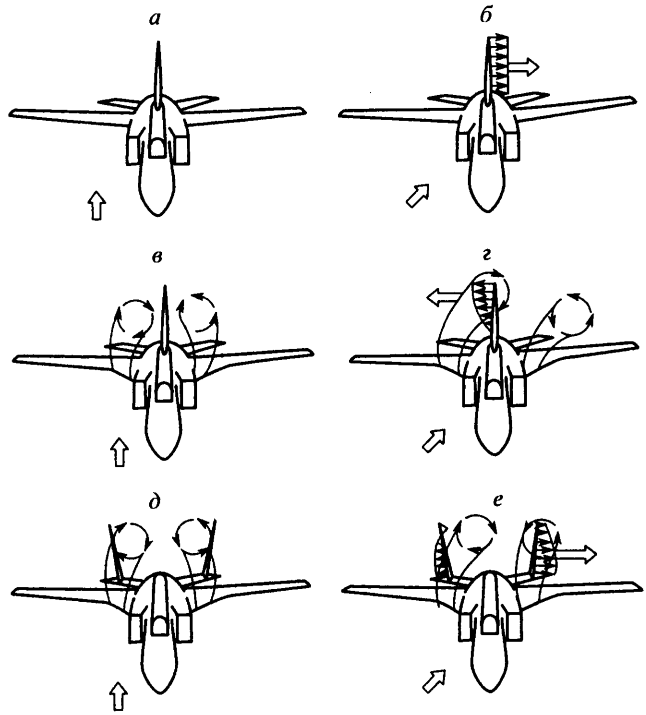
Контроль за расчетом суммарных нестационарных характеристик возможен по теореме обратимости. Из нее можно получить равенства, связывающие суммарные характеристики в прямом C_{ε_j+} и обратном C_{ε_j-} движении самолета [3, 5]. При произвольных $\varepsilon_{j+}(\tau) = \varepsilon_{j-}(\tau)$ имеем в стандартных системах координат

$$C_{y\alpha+} = C_{y\alpha-},\quad C_{z\beta+} = C_{z\beta-},\quad m_{x\omega_x+} = m_{x\omega_x-},\quad m_{y\omega_x+} = m_{y\omega_x-},\quad m_{z\omega_z+} = m_{z\omega_z-},$$

$$m_{x\alpha+} = C_{y\omega_x-},\quad m_{x\beta+} = C_{z\omega_x-},\quad m_{y\omega_x+} = -m_{x\omega_y-},\quad m_{z\alpha+} = C_{y\omega_z-},$$

$$m_{z\beta+} = C_{z\omega_z-},\quad m_{x\omega_x+} = m_{x\omega_x-},\quad C_{z\alpha+} = C_{y\beta-},\quad m_{z\omega_x+} = -m_{y\omega_x-} \qquad (2.3)$$

Имеют место точные аналитические решения: при $\tau \to 0$ справедлива так называемая поршневая теория, так как свободные вихри еще не успели образоваться. При



Фиг. 3. Аэродинамические нагрузки одно- и двухкилевого хвостового оперения самолета с крылом без "наплыва" (*а*, *б*) и с порождающим вихревые следы "наплывом" (*в* – *е*) при скольжении

$\tau \to \infty$ имеем

$$H_c^{\varepsilon_j}|_{\tau\to\infty} = C^{\varepsilon_j}|_{p\to 0}; \qquad C^{\varepsilon_j}|_{p\to\infty} = H_c^{\varepsilon_j}|_{\tau\to 0} \tag{2.4}$$

Для любой нестационарной линейной производной по $\dot{\varepsilon}_j$ доказана теорема об импульсе

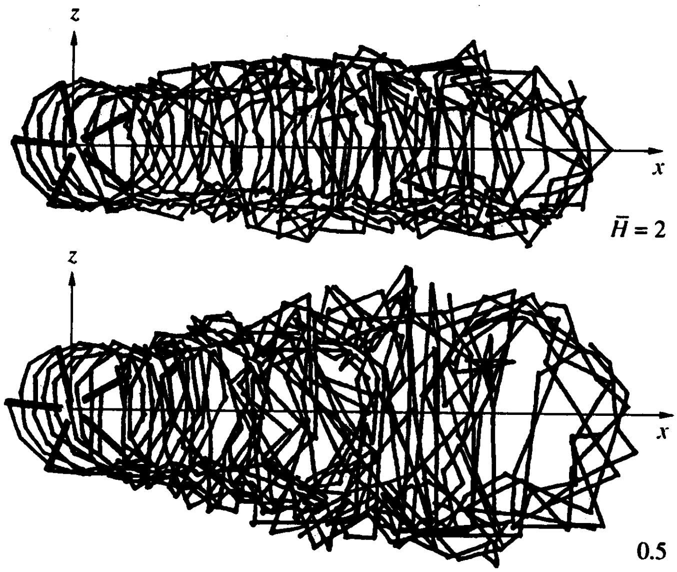
$$\int_0^\infty I_c^{\varepsilon_j}(\tau)d\tau = C^{\dot{\varepsilon}_j}\,|_{p\to 0} \tag{2.5}$$

Соотношения (2.3) – (2.5) являются точными, их практическая важность обусловлена тем, что экспериментальное определение переходных функций практически невозможно.

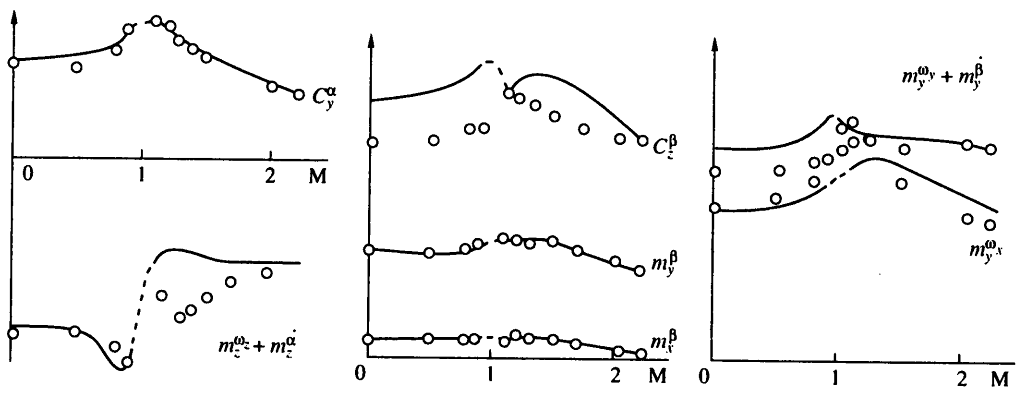
Одна из назревших теоретических задач – создание и систематическое использование пакетов программ на современном уровне. Особого внимания требует внедрение в метод дискретных вихрей широко развитой системы распараллеливания.

3. Эффективность метода дискретных вихрей. Эффективность любого численного метода наиболее убедительно определяется решенными задачами. Способность метода описывать сложные явления в аэрогидродинамике – очевидный аргумент для оценки. Остановимся на некоторых задачах, решенных с помощью метода дискретных вихрей.

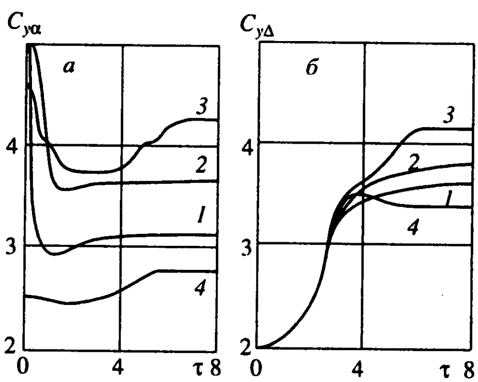
Обтекание треугольного крыла с тонкими передними кромками сопровождается образованием носовой пелены (иначе здесь возникли бы бесконечные скорости) (фиг. 1). При малых удлинениях крыла λ до определенных значений углов атаки α носовая пелена устойчива и дает прирост подъемной силы в отличие от прямоугольного крыла с острой передней кромкой (здесь носовая пелена неустойчива).



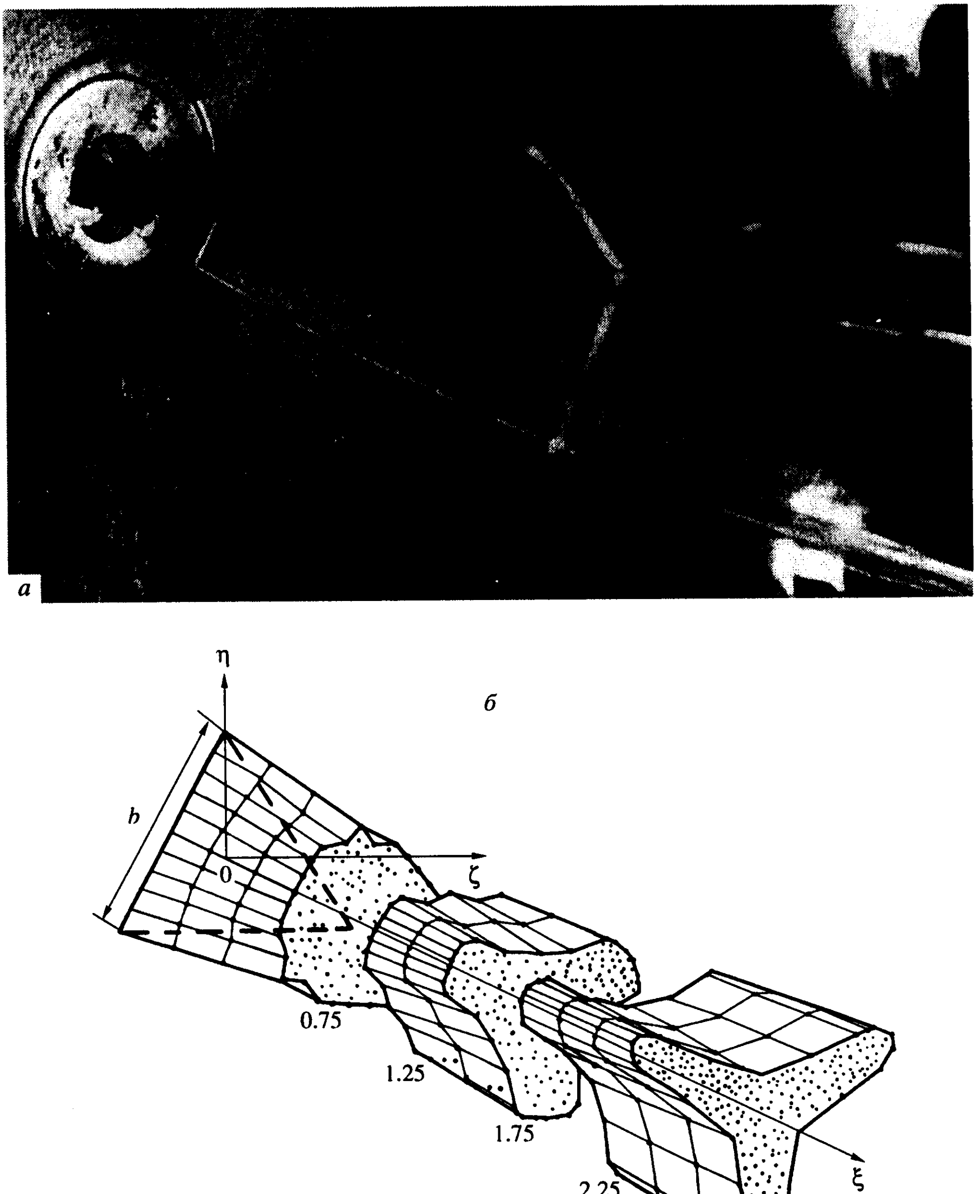
Фиг. 4. Вихревой след, вызванный пятилопастным несущим винтом, при двух различных расстояниях от земли H, $\bar{H} = H/R$ (R – радиус винта)



Фиг. 5. Экспериментальное тестирование. Сплошные линии – расчет, точки – эксперимент, пунктир – интерполяция



Фиг. 6. Переходные функции подъемной силы самолета при внезапном охвате вертикальным порывом $C_{y\alpha}$ (*а*) и постепенном входе в него $C_{y\Delta}$ (*б*); M = 0; 0,8; 1,2; 2,2 (кривые *1*–*4*)



Фиг. 7. Истечение воды под давлением в атмосферу через треугольное отверстие: *а* – эксперимент, *б* – расчет

Аналогичные нелинейные задачи для сжимаемого газа потребовали введения в рассмотрение дополнительно источников, распределенных во всем пространстве вне крыла. При каждом α и фиксированном М задача решается последовательным определением интенсивностей вихрей и источников. Процесс довольно быстро сходится (вихри описывают основную часть явления) (фиг. 2). Благодаря вихревым следам треугольного "наплыва" (фиг. 3, *в*) на крыле самолета подъемная сила растет, но боковая устойчивость падает. При скольжении самолета один из этих вихрей попадает на киль, создает на нем неблагоприятные боковые скосы (фиг. 3, *г*) и "выключает" его. Это заставило перейти к двухкилевым компоновкам (фиг. 3, *д* и *е*). В этом случае левый вихрь увеличивает боковую силу на правом киле (фиг. 3, *е*) и восстанавливающий момент сохраняется.

На фиг. 4 изображен вихревой след пятилопастного несущего винта на разных расстояниях от земли: $H/R = 2$ и $H/R = 0{,}5$ (R – радиус винта). Расчеты проведены по нестационарной нелинейной версии метода дискретных вихрей.

Аэродинамические производные самолета современной компоновки были рассчитаны на основе линейной теории при дозвуковых скоростях ($0 < \mathrm{M} < 1$) и сверхзвуковых ($\mathrm{M} > 1$). Результаты расчета сравнивались с экспериментальными значениями, полученными в аэродинамических трубах ЦАГИ (фиг 5).

Переходные функции подъемной силы самолета получены по линейной теории на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях. Изучалось воздействие вертикального порыва (здесь рассчитывался коэффициент $C_{y\alpha}$ при ступенчатом изменении α и $C_{y\Delta}$ – при постепенном прямом входе в вертикальный порыв). По окончании переходного процесса (большие τ) в том и другом случаях получаются стационарные значения производной подъемной силы по углу атаки C_y^α (фиг. 6).

На фиг. 7 представлены результаты эксперимента (*а*) и расчета (*б*) истечения воды под давлением через треугольное отверстие в атмосферу. При достаточном давлении устойчивой оказывается "трехроговая" структура струи.

Это – лишь малая часть результатов решения задач. Желающие могут ознакомиться с целым рядом других расчетных данных [3–22].

Заключение. Системные компьютерные технологии открыли новые возможности в решении сложных проблем современной авиации. В научных исследованиях все большую роль начинает играть вычислительный эксперимент, ориентированный на широкое использование современных численных методов и быстродействующих ЭВМ.

В аэрогидродинамике весьма эффективным оказался метод дискретных вихрей, основанный на гениальной идее Н.Е. Жуковского замены крыла присоединенными вихрями. Созданный вначале в рамках схемы идеальной несжимаемой среды и линейной теории тонкого крыла, он затем был развит на случаи обтекания сжимаемой вязкой жидкостью реального крыла и летательного аппарата в целом, в том числе и с учетом нелинейных эффектов, связанных с отрывом потока. В результате метод дискретных вихрей получил широкое практическое применение при исследованиях, разработках, испытаниях и эксплуатации (боевом применении) летательных аппаратов различного назначения. На базе этого метода более 40 лет успешно функционирует научный семинар и сформировалась широко известная научная школа по вычислительной аэрогидродинамике.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Белоцерковский С.М.* Пространственное неустановившееся движение несущей поверхности // ПММ. 1955. Т. 19. Вып. 4. С. 410–420.
2. *Белоцерковский С.М.* Представление нестационарных аэродинамических моментов и сил при помощи коэффициентов вращательных производных // Изв. АН СССР. ОТН. 1956. № 7. С. 53–70.
3. *Белоцерковский С.М.* Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. М.: Наука, 1965. 242 с.
4. *Белоцерковский С.М.* Расчет обтекания крыла произвольной формы в плане в широком диапазоне углов атаки // Изв. АН СССР. МЖГ. 1968. № 4. С. 32–44.
5. *Белоцерковский С.М.* Математическая модель летательного аппарата для исследования нестационарных аэродинамических характеристик // ПММ. 1975. Т. 39. Вып. 5. С. 934–941.
6. *Белоцерковский С.М., Ништ М.И.* Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978. 351 с.

7. *Белоцерковский С.М., Кочетков Ю.А., Красовский А.А., Новицкий В.В.* Введение в аэроавтоупругость. М.: Наука, 1980. 384 с.
8. Проблемы создания и применения математических моделей в авиации // Вопросы кибернетики. М., 1983. Вып. 96. 168 с.
9. *Белоцерковский С.М.* О методологии создания, проверки достоверности и применения математических моделей в авиации // Вопросы кибернетики. М., 1983. Вып. 96. С. 3–21.
10. *Белоцерковский О.М., Белоцерковский С.М., Давыдов Ю.М., Ништ М.И.* Моделирование отрывных течений на ЭВМ. М.: 1984. 122 с.
11. *Белоцерковский С.М., Ништ М.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В.* Исследование парашютов и дельтапланов на ЭВМ. М.: Машиностроение, 1987. 240 с.
12. *Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И.* Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов. М.: Машиностроение, 1992. 220 с.
13. *Белоцерковский С.М., Гиневский А.С.* Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей. М.: Физматлит, 1995. 367 с.
14. *Бабкин В.И., Белоцерковский С.М., Гуляев В.В., Дворак А.В.* Струи и несущие поверхности. Моделирование на ЭВМ. М.: Наука, 1988. 208 с.
15. *Белоцерковский С.М., Лифанов И.К.* Численные методы в сингулярных интегральных уравнениях и их применение в аэродинамике, теории упругости, электродинамике. М.: Наука, 1985. 254 с.
16. *Белоцерковский С.М.* Основные идеи методов дискретных вихрей и дискретных особенностей // Вопросы кибернетики. М., 1986. Вып. 124. С. 3–23.
17. *Белоцерковский С.М., Котовский В.Н., Ништ М.И., Федоров Р.М.* Математическое моделирование плоскопараллельного отрывного обтекания тел. М.: Наука, 1988. 231 с.
18. Применение ЭВМ для исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов // Тр. ВВИА им. Н.Е. Жуковского. 1986. № 313. 503 с.
19. *Белоцерковский С.М., Шипилов С.Д., Погребная Т.В.* Исследование аэродинамических производных самолетов на ЭВМ // Докл. АН РАН. 1995. Т. 341. № 1. С. 42–44.
20. Численный эксперимент в прикладной аэрогидродинамике // Вопросы кибернетики. М., 1986. Вып. 124. 183 с.
21. *Дмитриев В.Г., Белоцерковский С.М., Буньков Н.Г.* Системная роль математической компьютерной модели самолета в его жизненном цикле // Техн. воздушного флота. М.: ЦАГИ, 1998. Т. 72. № 4–5. С. 7–17.
22. Математические модели летательных аппаратов как средство сопровождения их во всем жизненном цикле. Зарождение и становление системной компьютерной методологии // Сб. основных статей, опубликованных в 1954–1999 гг. под ред. С.М. Белоцерковского. М.: ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, 2000.

Москва

Поступила в редакцию
13.I.2000