

УДК 53.047:533.66

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ ОПТИМИЗАЦИИ ТОПОЛОГИИ (SIMP И Level Set) НА ПРИМЕРЕ РЕКОНСТРУКЦИИ КРЫЛА СТРЕКОЗЫ

© 2013 г. В.С. Шевцова¹, М.С. Шевцова²

Представлен сравнительный анализ SIMP- и Level Set-методов оптимизации применительно к псевдодвумерным структурам крыльев насекомых. В экспериментальной части работы свежие крылья стрекоз исследовались с помощью лазерного сканирующего 3D-микроскопа (VK-9700 Gen II). Данные о форме крыла и распределении в нем армирующих элементов использовались для сопоставления с результатами оптимизации. В численных экспериментах при построении конечноэлементной (КЭ) модели крыла с различным распределением аэродинамических сил, действующих на разных фазах взмаха, использовались уравнения пластины Миндлина с распределенными по поверхности упругими характеристиками. Показана лучшая производительность и стабильность Level Set-метода для относительно грубых структур. Обладающий большей вычислительной трудоемкостью и зависимый от КЭ сетки SIMP-метод позволяет создавать топологию ажурных крыльев насекомых. Представлены структуры крыла, оптимизированные с помощью пакета Comsol Multiphysics; дан анализ преимуществ и недостатков исследованных методов для решения задач оптимизации ажурных конструкций.

Ключевые слова: оптимизация топологии, конечноэлементный анализ, биомиметики, крыло насекомого, механика конструкций.

ВВЕДЕНИЕ

Современные машиностроительные предприятия заинтересованы в повышении надежности и качества своей продукции при одновременном снижении ее веса и трудоемкости изготовления. Чтобы отвечать многочисленным требованиям, передовые компании на различных этапах проектирования все чаще используют инструменты оптимизации конструкций, их топологии. Время разработки готового продукта заметно сокращается за счет создания оптимальной конструкции, отвечающей приложенным нагрузкам [1]. Совместимость современного CAD/CAE-программного обеспечения позволяет легко конвертировать результаты оптимизации топологии в техническую CAD-модель, пригодную для последующего изготовления элементов оптимальной конструкции [2].

Важным направлением в развитии методов оптимизации является обмен идеями между биологией и техникой. С одной стороны, технические термины и инструменты помогают лучше понять прин-

ципы работы живых организмов (биомеханика), с другой – природа часто подсказывает инженерам простые решения стоящих перед ними проблем. Круг идей, заимствованных инженерами из живой природы, очень широк. Воплощенные в технических устройствах принципы строения живых организмов были названы биомиметиками. Особенно ярко заимствование идей из природы представлено в создании малых беспилотных летательных объектов (MAVs – micro air vehicles и UAVs – unmanned air vehicles), предназначенных для осуществления разведки (слежения) в замкнутых пространствах [3, 4].

В статье решается задача оптимизации топологии структуры и ее численная реализация на примере крыла летающего насекомого. Мы принимаем морфологию крыла стрекозы как оптимальную природную конструкцию, сформированную из конкретного материала под воздействием заданных сил. В ходе эволюции крыло достигло эффективных аэродинамических характеристик благодаря нелинейному изменению паттерна расположения жилок, возникновению складчатости и изменению свойств материала в пределах структуры крыла.

Целью работы была качественная оценка характеристик и особенностей каждого из двух численных методов оптимизации топологии структуры: SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) [5]

¹ Донской государственный технический университет, 344000, Ростов-на-Дону, пл. Гагарина, 1; e-mail: barbaragen4@mail.ru

² Южный научный центр РАН, 344006, Ростов-на-Дону, пр. Чехова, 41; e-mail: mariamarc@bk.ru

и Level Set [6–8]. Группа подходов, методов и их численная интерпретация изучались и тестировались на различных задачах оптимизации топологии конструкций. Кроме названных выше известны также Evolutionary Structural Optimization (ESO) и Bidirectional Evolutionary Structural Optimization (BESO) [9], Hyper Radial Basis Function Networks [10], Genetic Algorithms [11, 12]. Перечисленные методы, различаясь представлением объекта конструирования, набором варьируемых параметров структуры и алгоритмом оптимизации, всегда используют КЭ-анализ смещений (деформаций) и тот или иной критерий оптимальности. Одинаковым для всех методов является первый шаг – создание начальной модели. Итерационная часть алгоритма включает: выполнение КЭ-анализа текущей модели для получения поля смещений и деформаций, расчет податливости (энергии упругой деформации) модели; если улучшение критерия оптимальности незначительно, процедура останавливается. В противном случае, в соответствии с выбранным методом и согласуясь с наложенными ограничениями, производится изменение параметров дизайна, выполняется перестроение КЭ-модели, расчет поля смещений, податливости и т.д.

Для всех методов оптимизации характерны сходные трудности: проблема шахматной доски, зависимость от разбиения сетки и проблема локального минимума [9, 13, 14]. Проблема шахматной доски выражается в том, что паттерн оптимизированной модели имеет разрывы сплошности и несвязанные “островки” материала. Для борьбы с проблемой шахматной доски авторы [9, 13] предлагают различные схемы фильтрации. Так называемая зависимость от сеточного разбиения заключается в том, что использование различных КЭ сеток приводит к различным “оптимальным” топологиям. Эта трудность в ряде работ была преодолена с использованием метода управляемого периметра, схемы фильтрации чувствительности [13], но в общем случае проблема КЭ-разбиения до сих пор не решена. Представляется, что наиболее эффективный выбор метода оптимизации конструкции и его тестирование могут основываться на использовании в качестве оптимизируемого объекта конструкции, созданной живой природой. Этот подход использован в нашей статье.

Ниже проиллюстрированы некоторые результаты оптимизации “крыла стрекозы” Level Set- и SIMP-методами с использованием механической КЭ-модели плиты Миндлина, на которую действуют аэродинамические силы, соответствующие различным фазам взмаха крыла. Все механические характеристики моделируемого крыла были взяты из оригинальных исследований [15, 16]. Геомет-

рия и топология расположения жилок получены экспериментально путем исследования влажных и высушенных крыльев стрекоз с помощью лазерного сканирующего 3D-микроскопа. В заключение обсуждается эффективность использованных методов оптимизации для тонких псевдотрехмерных структур.

МОРФОЛОГИЯ КРЫЛА СТРЕКОЗЫ. ТОПОЛОГИЯ, МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ

Обычно насекомые имеют две пары крыльев (см. рис. 1), которые могут видоизменяться или редуцироваться: например, у жуков передние крылья видоизменились в жесткие надкрылья, а у двукрылых задние крылья превратились в галтеры, выполняющие функцию гироскопа. Крылья насекомых – двухслойные мембранные структуры, поддерживаемые склеротизированными жилками. Жилки взрослых насекомых представляют собой заполненные гемолимфой трубки круглого сечения, по которым проходят нервы и трахеи. При выходе насекомого из куколки крылья его расправляются в результате нагнетания гемолимфы по жилкам и заполнения трахейных трубок воздухом. Однако до сих пор неизвестно, участвует ли ток гемолимфы в придании жесткости крыльям взрослых насекомых.

Существенную особенность морфологии крыльев составляет характер жилкования. По расположению жилки делят на продольные и поперечные. У высших форм количество поперечных жилок сокращается или же они исчезают совсем. В этом случае функцию поддержки крыла выполняют только продольные жилки, поэтому паттерн их расположения в разных отрядах насекомых почти оди-

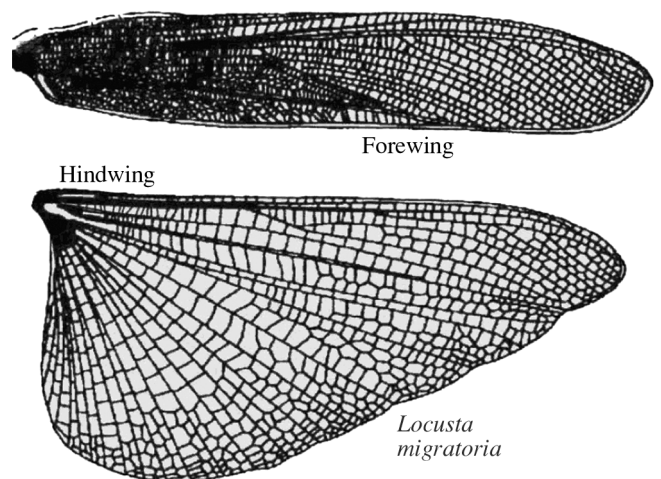


Рис. 1. Общий вид жилкования крыла насекомого на примере азиатской саранчи *Locusta migratoria*

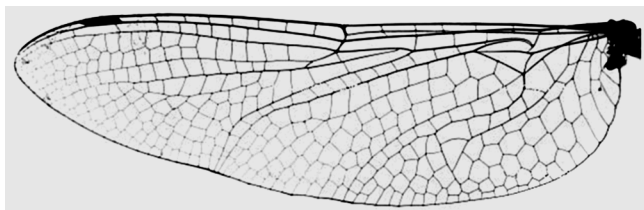


Рис. 2. Прimitивное жилкование крыла стрекозы – древнего представителя класса Насекомые

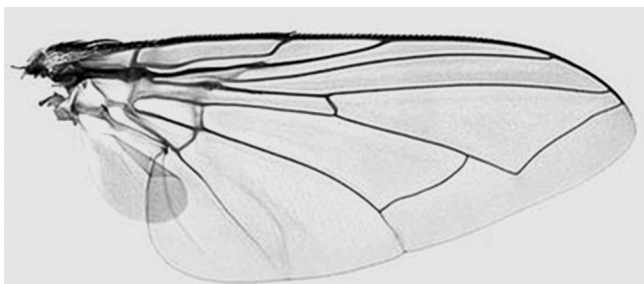


Рис. 3. Двукрылые – наиболее высокоразвитый представитель класса Насекомые – продольные жилки смещены к передней кромке крыла

наков (см. рис. 2, 3). Продольные жилки являются поочередно выпуклыми и вогнутыми, поэтому крыло на поперечном сечении выглядит складчатым. Складчатая структура позволяет достигать при каждом взмахе намного более высоких значений подъемной силы, чем если бы крыло было абсолютно плоским. Для насекомых высших семейств и подотрядов характерно смещение продольных жилок к переднему краю крыла. Это способствует укреплению передней кромки и улучшению аэродинамических показателей крыла. Расположение жилок влияет на летные качества насекомого, поскольку от него зависит жесткость материала крыла. Таким образом, крылья каждого насекомого идеально подходят для соответствующего ему типа полета.

Аэродинамика и динамика крыльев насекомых подробно изучаются механиками, математиками, специалистами по проблемам управления, главным образом в целях разработки и проектирования беспилотных летательных объектов (MAVs & UAVs) [17].

Измерение механических свойств крыльев насекомых напрямую затруднено из-за мелких размеров и хрупкости объектов. Агрессивные вмешательства, такие как привязывание или добавление веса, неблагоприятно воздействуют на биомеханику летательной системы в целом. Поэтому впервые жесткость крыльев насекомых была измерена путем приложения точечных сил к изолированным секциям крыльев стрекоз и саранчи [15, 16, 18]. По результатам этих экспериментов были рассчитаны модуль Юнга $E \sim 2,2 \cdot 10^9$ Па и плотность $\rho \sim 1200$ кг/м³.

Эти данные были использованы в наших численных экспериментах. Чтобы узнать приблизительную толщину жилок и мембраны, были проведены измерения с помощью лазерного сканирующего 3D-микроскопа (VK-9700 Gen II), позволившего проводить бесконтактные измерения формы крыла и распределения в нем армирующих элементов (см. рис. 4), которые впоследствии использовались для сопоставления с численными результатами оптимизации.

Качественная оценка, проведенная с помощью встроенного программного обеспечения, показала, что толщина мембраны меняется в пределах 5–7 мкм, а толщина жилок 25–80 мкм; площадь поверхности, занятая жилками, составляет от 0,15 площади всей поверхности крыла по его краю до 0,25 в его основании.

Благодаря движению крыльев насекомых в воздухе генерируются аэродинамические силы и моменты, которые удерживают их и позволяют двигаться вперед. Изменение этих сил и моментов позволяет насекомым совершать различные маневры,

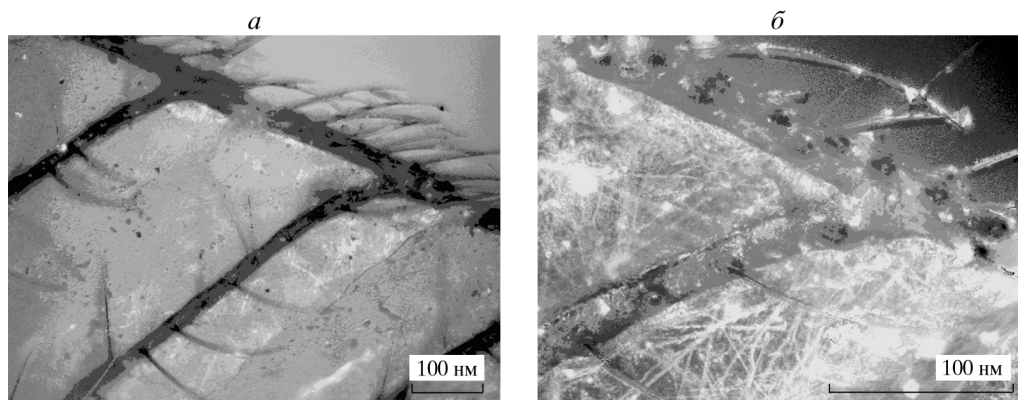


Рис. 4. Две фотографии крыла стрекозы, полученные с помощью лазерного сканирующего 3D-микроскопа: *a* – снимок сделан вблизи основания крыла; *б* – вблизи конца крыла

например быстрый полет вперед, полет задом наперед, зависание над цветком, компенсация небольших отклонений от положения или ориентации. Аэродинамические характеристики крыльев изучались с помощью скоростной съемки и исследований в аэродинамических трубах [19–22]. Используемая нами модель [20] включала распределения аэродинамических сил, возникающих при поступательном движении крыла, его вращении относительно продольной оси и учете присоединенной массы. Все КЭ-вычисления производились на моделях, испытывающих квазистатические силы и моменты, которые действуют в разных фазах взмаха крыла.

SIMP- И Level Set-МЕТОДЫ ОПТИМИЗАЦИИ.
 КОНЦЕПЦИЯ И МАТЕМАТИЧЕСКАЯ
 ФОРМУЛИРОВКА

Согласно SIMP-методу задача оптимизации модели в терминах целевой функции и ограничений есть определение минимальной податливости (максимальной глобальной жесткости) при простых ограничениях на ресурсы. В референтной области Ω задача оптимизации модели – это задача по определению оптимального тензора жесткости $E_{ijkl}(x)$, являющегося переменным по области. Вводя энергию деформации упругого тела в равновесии u и для произвольных виртуальных перемещений v

$$A(u, v) = \int_{\Omega} E_{ijkl}(x) \varepsilon_{ij}(u) \varepsilon_{kl}(v) d\Omega$$

с линеаризованными деформациями и нагрузками в форме

$$\mathfrak{R}(u) = \int_{\Omega} fu d\Omega + \int_{\Gamma_T} tu ds,$$

представим задачу минимизации податливости в виде

$$\begin{aligned} \min_{u \in U, E} \mathfrak{R}(u) \\ A_E(u, v) = R(v) \forall v \in U, \\ E \in \mathbf{E}_{ad} \end{aligned} \quad (1)$$

где – пространство кинематически допустимых полей смещений, f – массовые, t – поверхностные силы на части границы $\Gamma \subset \Gamma \equiv \partial\Omega$. Предел ресурсов (ограничение на объем используемого материала) представлен в виде $\text{Vol} \equiv \int_{\Omega^b} 1 \cdot d\Omega \leq V$. В задаче (1) \mathbf{E}_{ad} – набор допустимых тензоров жесткости.

Если геометрическое представление конструкции

представляет собой черно-белую картинку, набор \mathbf{E}_{ad} можно описать как

$$E_{ijkl} = 1_{\Omega^b} E_{ijkl}^0, \quad 1_{\Omega^b} = \begin{cases} 1, & x \in \Omega^b, \\ 0, & x \in \Omega \setminus \Omega^b, \end{cases}$$

$$\int_{\Omega} 1_C d\Omega = \text{Vol}(\Omega^b) \leq V.$$

Последнее неравенство представляет собой ограничение объема используемого материала.

Весьма распространенная и эффективная формулировка этой задачи – так называемая модель псевдоплотности с штрафным параметром

$$E_{ijkl}(x) = \rho(x)^p E_{ijkl}^0, \quad p > 1,$$

$$\int_{\Omega} \rho(x) d\Omega \leq V; \quad 0 \leq \rho(x) \leq 1, \quad x \in \Omega,$$

где “плотность” $\rho(x)$ есть функция, параметризующая оптимизируемую структуру, E_{ijkl}^0 – модуль упругости данного изотропного материала, изменяющийся в интервале $[E_{ijkl}(\rho = 0) = 0; E_{ijkl}(\rho = 1) = E_{ijkl}^0]$. При задании значения штрафного параметра оптимальная модель с промежуточными плотностями не реализуется. В работе [5] показано, что параметр p должен удовлетворять неравенствам

$$p \geq \max \left\{ \frac{2}{1 - \nu^0}, \frac{4}{1 + \nu^0} \right\}$$

(для двумерных объектов),

$$p \geq \max \left\{ 15 \frac{1 - \nu^0}{7 - 5\nu^0}, \frac{3}{2} \cdot \frac{1 - \nu^0}{1 - 2\nu^0} \right\}$$

(для трехмерных объектов).

Основная идея Level Set (множества уровней)-метода состоит в том, чтобы представить кривую или поверхность в неявном виде, приняв ее в качестве нулевого уровня многомерной функции $\phi(x)$, а затем изучить деформацию этой введенной функции [6–8]. При минимизации податливости задача оптимизации топологии конструкции с ограниченной площадью в терминах Level Set-метода формулируется следующим образом:

$$\begin{aligned} \min C(\phi) &= \int_{\Omega} \frac{1}{2} E(\phi) \varepsilon^T \mathbf{D} \varepsilon d\Omega, \\ \nabla \cdot (E(\phi) \varepsilon) &= f, \\ \int_{\Omega} H(\phi) d\Omega &= \text{Vol}^*, \end{aligned}$$

где модуль Юнга E – переменная конструирования, определяемая с помощью сглаженной функции Хевисайда $H(\phi)$ поверхности уровней в виде $E(\phi) =$

$= E_0 H(\phi) + (1 - H(\phi)) E_{\min}$, E_0 – модуль упругости материала, E_{\min} – минимальный модуль упругости, \mathbf{D} – матрица упругих констант, ε – тензор деформаций и Vol^* – допустимый объем материала. Путем вариации целевого функционала задача минимизации в двумерном случае формулируется как связанная задача линейной упругости и уравнения диффузии

$$\nabla \cdot (E(\phi)\varepsilon) = f,$$

$$\frac{\partial \phi}{\partial t} - \left[\frac{1}{2} (E_0 - E_{\min}) \varepsilon^T \mathbf{D} \varepsilon + \lambda \right] \delta(\phi) \cdot |\nabla \phi| = \alpha \Delta \phi,$$

где $\delta(\phi)$ – сглаженная дельта-функция Дирака, равная нулю везде, кроме узкой полосы, содержащей границу материала, α – коэффициент демпфирования, стабилизирующий алгоритм решения. Чаще всего Level Set-функция определяется ϕ как функция дистанции со знаком

$$\phi(x) \begin{cases} > 0, x \in \Omega^+ (\text{материал}), \\ = 0, x \in \partial\Omega = (\text{граница}), \\ < 0, x \in \Omega^- (\text{пустота}), \end{cases}$$

с нулевыми условиями типа Неймана на внешних границах. Чтобы задать начальные условия для функции ϕ , необходимо аналитическое описание всех границ моделируемой области. К сожалению, для ажурных конструкций эта задача очень сложна, что ограничивает применение Level Set-метода.

КРЫЛО СТРЕКОЗЫ КАК ПЛИТА МИНДЛИНА С КРИВОЛИНЕЙНОЙ ГРАНИЦЕЙ

Поскольку толщина крыла приблизительно в тысячу раз меньше его длины или ширины, все попытки построить 3D-модель крыла были неудачными. В связи с этим в работе в качестве механической модели использованы уравнения плиты Миндлина. Согласно теории плит Миндлина [23], компоненты смещений представимы в виде

$$u(x, y, z) = z\psi_x(x, y); v(x, y, z) = z\psi_y(x, y); \quad (2)$$

$$w(x, y, z) = \tilde{w}(x, y),$$

где u, v – смещения в плоскости, w – поперечное смещение, ψ_x, ψ_y – повороты нормали к поверхности плиты вокруг осей y и x соответственно (см. рис. 5). Запись ψ_x , например, означает вращение вокруг оси y , и наоборот.

Основываясь на соотношениях (2), задавая закон распределения плоских напряжений в соответствии с законом Гука и интегрируя напряжения по толщине

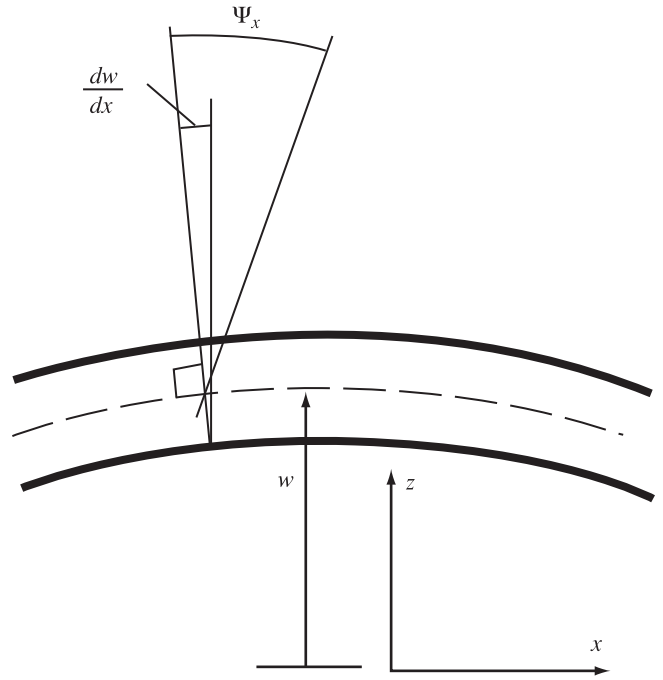


Рис. 5. Повороты нормалей

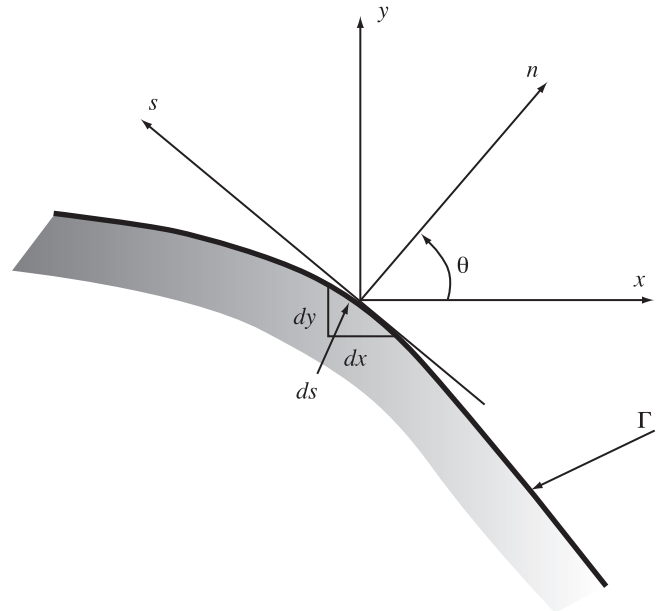


Рис. 6. Напряжения, изгибающие моменты и поперечные силы в пластине

не пластины (рис. 6), получим

$$M_{xx} = D \left(\frac{\partial \psi_x}{\partial x} + \nu \frac{\partial \psi_y}{\partial y} \right), M_{yy} = D \left(\frac{\partial \psi_y}{\partial y} + \nu \frac{\partial \psi_x}{\partial x} \right),$$

$$M_{xy} = \frac{D(1-\nu)}{2} \left(\frac{\partial \psi_x}{\partial y} + \frac{\partial \psi_y}{\partial x} \right),$$

$$Q_x = \kappa^2 Gh \left(\psi_x + \frac{\partial w}{\partial x} \right), Q_y = \kappa^2 Gh \left(\psi_y + \frac{\partial w}{\partial y} \right),$$

где M_{xx} , M_{yy} , M_{xy} – изгибающие моменты на единицу длины пластины (рис. 6), Q_x , Q_y – поперечные сдвиговые усилия на единицу длины пластины, h – толщина пластины, E – модуль упругости, G – модуль сдвига, ν – коэффициент Пуассона, $D = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)}$ – изгибная жесткость, κ^2 – коэффициент поправки

при сдвиге для компенсации ошибки, возникающей из-за допущения постоянства сдвиговых напряжений по толщине пластины.

В статике, в отсутствие массовых сил основные уравнения плиты имеют вид

$$D(1-\nu) \frac{\Delta \psi_x}{2} + \frac{\partial \Phi}{\partial x} \cdot \frac{1+\nu}{2} - \kappa^2 Gh \left(\psi_x + \frac{\partial w}{\partial x} \right) = 0, \quad (3)$$

$$D(1-\nu) \frac{\Delta \psi_y}{2} + \frac{\partial \Phi}{\partial y} \cdot \frac{1+\nu}{2} - \kappa^2 Gh \left(\psi_y + \frac{\partial w}{\partial y} \right) = 0,$$

$$\kappa^2 Gh \left(\Delta w + \frac{\Phi}{D} \right) = 0$$

где Δ – оператор Лапласа и

$$\Phi = D \left(\frac{D\psi_{xx}}{\partial y} + \frac{\partial \psi_y}{\partial x} \right) = \frac{M_{xx} + M_{yy}}{1+\nu}.$$

В терминах сил и моментов уравнения (3) могут быть представлены в виде

$$\frac{\partial M_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} - Q_x = 0,$$

$$\frac{\partial M_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial x} - Q_y = 0,$$

$$\frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} - \partial y = 0.$$

Краевые условия на свободной границе имеют вид

$$D \left(\frac{\partial \psi_n}{\partial n} + \nu \frac{\partial \psi_s}{\partial s} \right) = 0, \quad \frac{D(1-\nu)}{2} \left(\frac{\partial \psi_n}{\partial s} + \nu \frac{\partial \psi_s}{\partial n} \right) = 0,$$

$$\kappa^2 Gh \left(\psi_n + \frac{\partial w}{\partial n} \right) = 0,$$

где нижние индексы n и s обозначают единичную нормаль и касательную к криволинейной границе пластины. На защемленной границе линейные и угловые смещения обращаются в нуль:

$$\psi_n = 0, \quad \psi_s = 0, \quad w = 0.$$

Оптимизация SIMP- и Level Set-методами выполнялась в конечноэлементном пакете Comsol Multiphysics. При реализации SIMP-метода ис-

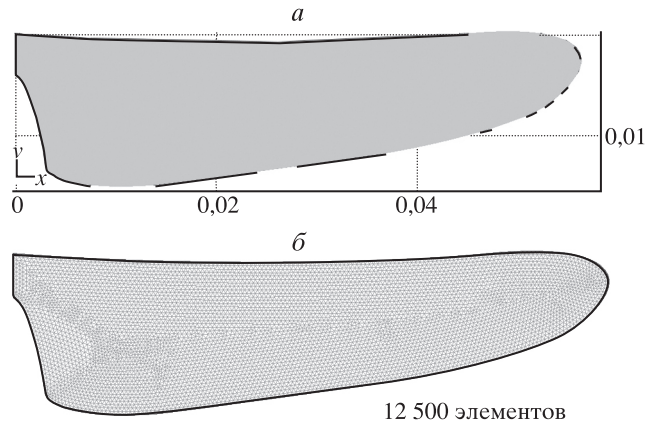


Рис. 7. Геометрия (а) и конечно-элементная сетка (б) механической модели крыла стрекозы



Рис. 8. Топология крыла стрекозы, оптимизированного SIMP-методом

пользованы два модуля программы со статическим решателем: Structural Mechanics – Mindlin plate и Optimization. Level Set-метод был реализован с помощью двух модулей: Structural Mechanics – Mindlin plate и PDE (Partial Differential Equation) в общей форме. Внешний контур КЭ-моделей точно повторял форму заднего крыла стрекозы. Механические свойства крыла соответствовали данным пункта о морфологии и механических свойствах крыла. КЭ-модель включала 12 500 элементов и приблизительно 50 000 степеней свободы (см. рис. 7–9). Поскольку точное описание геометрии контура крыла с помощью Level Set-метода было весьма затруднительно, исходный контур плиты был принят прямоугольным с соответствующим отношением сторон. В этих численных экспериментах количество элементов выбиралось равным от 5000 до 12000 и первоначальное количество пустот 18–24.

Поскольку точное описание геометрии контура крыла с помощью Level Set-метода было весьма затруднительно, исходный контур плиты был принят прямоугольным с соответствующим отношением сторон. В результате работы Level Set-метода было получено крыло с довольно грубой топологи-

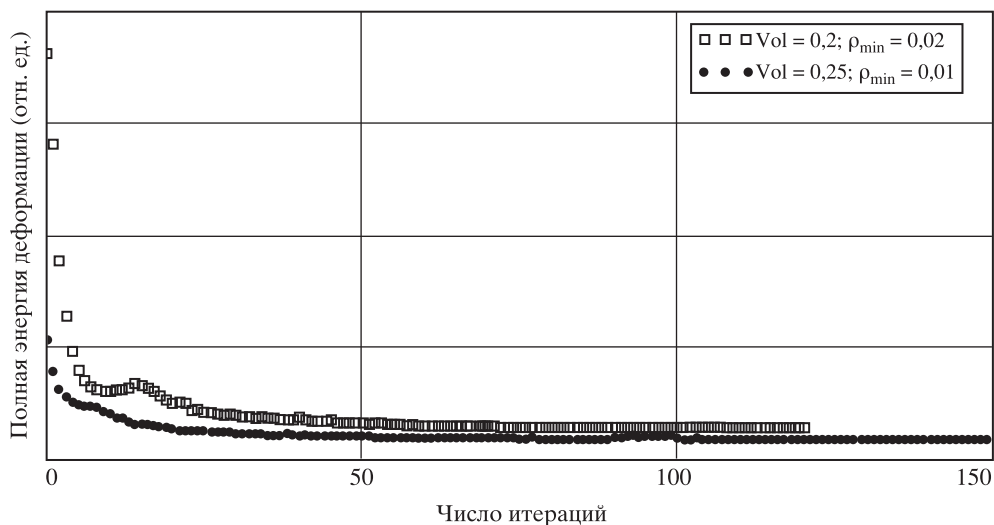


Рис. 9. Диаграмма сходимости результатов оптимизации крыла стрекозы, представленного на рис. 8

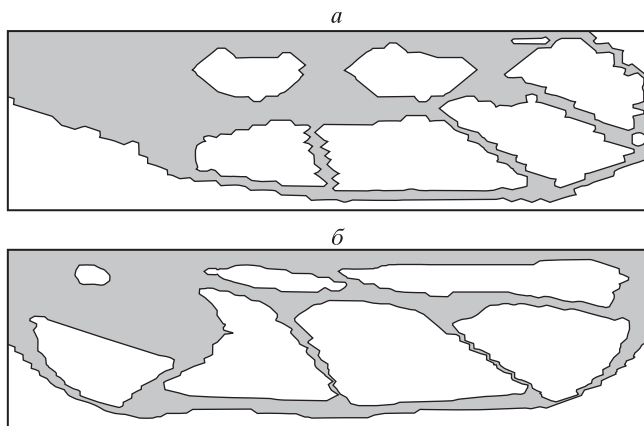


Рис. 10. Топология крыла стрекозы, оптимизированного Level Set-методом (серый цвет – материал, белый – мембрана): *a* – промежуточный этап оптимизации, *б* – финальный этап оптимизации

ей (см. рис. 10), хотя распределение материала было правильным. При работе SIMP-метода с любыми моделями проблема шахматной доски не возникала. Характеристики быстродействия и устойчивости Level Set-алгоритма были лучше, чем SIMP, но его результаты для тонких структур значительно хуже. По-видимому, этот результат не может быть исправлен никакими дополнительными средствами и настройками.

Из-за относительно хороших показателей SIMP-метода (время работы на восьмиядерном компьютере 20–60 мин в зависимости от количества степеней свободы) можно ожидать удовлетворительных результатов при внесении необходимых изменений, которые бы устранили эффект шахматной доски и учитывали анизотропию материала.

ВЫВОДЫ

В работе представлен сравнительный анализ SIMP- и Level Set-методов, продемонстрированный на примере оптимизации топологии структуры крыла летающих насекомых. Наши численные модели позволили восстановить топологию расположения жилок, подкрепляющих тонкую мембрану. Результаты показали лучшие скоростные характеристики и стабильность Level Set-метода по сравнению с SIMP, но только для относительно грубых структур с простейшей формой границ. Для оптимизации тонких структур Level Set-методом очень трудно построить начальное распределение функций множества уровней, движение которых в процессе оптимизации должно приводить к оптимальному распределению материала. Гораздо менее продуктивный и зависящий от КЭ-разбиения SIMP-метод позволяет конструировать тонкую структуру крыла насекомого. Для исключения трудностей, связанных с образованием “шахматной доски”, возможно дополнение стандартного SIMP-метода дополнительными уравнениями типа диффузии для заполнения мелких пустот в материале. Для получения наиболее реалистичного паттерна распределения жилок на крыле в дальнейшем необходимо конструировать целевой функционал в форме взвешенной суммы общей энергии деформации на нескольких этапах махового движения крыла.

Работа выполнена при финансовой поддержке Южного научного центра РАН (проект 00-11-07) и Российского фонда фундаментальных исследований (грант 10-08-13300-RT-оми).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Saleem W., Lu H., Yuqing F.* Topology Optimization – Problem Formulation and Pragmatic Outcomes by integration of TOSCA and CAE tools // Proceedings of the World Congress on Engineering and Computer Science 2008, WCECS 2008. San Francisco, USA, 2008. 6 p.
2. *Blattman W.R.* Generating CAD Parametric Features Based on Topology Optimization Results. MS thesis. USA, UT, Provo: Brigham Young University, 2008. 84 p.
3. *Vincent J.F.V.* Adaptive Structures – Some Biological Paradigms // Adaptive Structures. Engineering Applications. Chichester, West Sussex, England: John Wiley & Sons Ltd., 2007. P. 261–283.
4. *Kobayashi M.H.* On a Biologically Inspired Topology Optimization Method // J. Communications on Nonlinear Science and Numerical Simulation. 2010. № 15. P. 787–802.
5. *Bendsoe M.P., Sigmund O.* Topology Optimization. Theory, Methods and Applications. 2nd ed. Berlin: Springer-Verlag, 2004. 370 p.
6. *Osher S., Fedkiw R.* Level Set Methods and Dynamic Implicit Surfaces. N.-Y.: Springer, 2003. 273 p.
7. *Wang S.Y., Lim K.M., Khoo B.C., Wang M.Y.* An Extended Level Set Method for Shape and Topology Optimization // J. of Computational Physics. 2007. № 221. P. 395–421.
8. *Liu Z., Korvink J.G., Huang R.* Structural Topology Optimization: Fully Coupled Level Set Method via FEMLAB // J. Structural Multidisciplinary Optimization. 2005. Vol. 29. P. 407–417.
9. *Huang X., Xie Y.M.* Evolutionary Topology Optimization of Continuum Structures. Methods and Applications. Chichester, West Sussex, England: John Wiley & Sons Ltd., 2010. 217 p.
10. *Aditya P., Apte Wang B.P.* 3D Topology Optimization Using Hyper Radial Basis Function Network // Proceedings on the 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and materials Conference. Palm Springs, California, 4–7 May, 2009. 12 p.
11. *Bayley D.J., Hartfield R.J.Jr., Burkhalter J.E., and Jenkins R.M.* Design Optimization of a Space Launch Vehicle Using a Genetic Algorithm // Proceedings on the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii, 23–26 April, 2007. 17 p.
12. *Курейчик В.М.* Квантовые и генетические алгоритмы – новая технология эволюционного поиска // Вестник Южного научного центра. 2005. Т. 1. № 2. С. 41–50.
13. *Li Q., Steven G.P., Xie Y.M.* A Simple Checkerboard Suppression Algorithm for Evolutionary Structural Optimization // J. Structural Multidisciplinary Optimization. 2001. Vol. 22. P. 230–239.
14. *Sigmund O., Petersson J.* Numerical Instabilities in Topology Optimization: A Survey on Procedures Dealing with Checkerboards, Mesh-Dependencies and Local Minima // J. Structural Optimization. 1998. № 16. P. 68–75.
15. *Combes S.A., Daniel T.L.* Flexural Stiffness in Insect Wings I. Scaling and the Influence of Wing Venation // J. of Experimental Biology. 2003. № 206. P. 2979–2987.
16. *Combes S.A., Daniel T.L.* Flexural Stiffness in Insect Wings II. Spatial Distribution and Dynamic Wing Bending // J. of Experimental Biology. 2003. № 206. P. 2989–2997.
17. *Vale J., Lau F., Suleman A.* Optimization of a Morphing Wing Based on Coupled Aerodynamic and Structural Constraints // Proceedings on the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii, 23–26 April, 2007. 27 p.
18. *Smith C.W., Herbert R., Wootton R.J., Evans K.E.* The Hind Wing of the Desert Locust (*Schistocerca gregaria* Forskal) II. Mechanical Properties and Functioning of the Membrane // J. of Experimental Biology. 2000. № 203. P. 2933–2943.
19. *Kesel A.B.* Aerodynamic Characteristics of Dragonfly Wing Sections Compared with Technical Aerofoils // J. of Experimental Biology. 2000. № 203. P. 3125–3135.
20. *Hedrick T.L., Daniel T.L.* Flight Control in the Hawkmoth *Manduca sexta*: the Inverse Problem of Hovering // J. of Experimental Biology. 2006. № 209. P. 3114–3130.
21. *Liang Z., Dong H.* Unsteady Aerodynamics and Wing Kinematics Effect in Hovering Insect Flight // J. of American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2009. Paper 1299. P. 1–9.
22. *Azuma A., Okamoto M.* Theoretical Study on Two-Dimensional Aerodynamic Characteristics of Unsteady Wings // J. of Theoretical Biology. 2005. № 234. P. 67–78.
23. *Liew K.M., Wang C.M., Xiang Y., Kitipornchai K.* Vibration of Mindlin plates. UK, Kidlington: Elsevier, 1998. 202 p.

**COMPARATIVE ANALYSIS OF THE TOPOLOGY OPTIMIZATION
METHODS (SIMP and Level Set)
(THE RECONSTRUCTION
OF THE DRAGONFLY WING BEING EXEMPLIFIED)**

V.S. Shevtsova, M.S. Shevtsova

The main goal of the presented article is the comparative analysis of SIMP and Level Set optimization methods applied to pseudo 2D structures of the flying insects' wing. In the experimental part of our investigation the wings of freshly killed and dried dragonflies were studied with the help of 3D Laser Scanning Microscopy (VK-9700 Gen II). Data on the shape of the wing and dimensions of the venation structure were used for matching and comparing with numerical optimization results. In our numerical experiments, when developing the finite element (FE) model of the wing with different distribution of aerodynamic forces, acting at various stages of the wing's strokes, we used 3D and Mindlin plate with elastic characteristics distributed on the surface. The results indicated better high-speed performance and stability of the Level Set method compared to the SIMP (for the rough structures). Much less productive and finite element mesh dependent SIMP method allowed constructing a topology of insects' wings. Finally, we demonstrate a group of wing's structures optimized by the Comsol Multiphysics soft package and discuss the advantages and disadvantages of the considered methods to obtain satisfactory optimization results.

Key words: topology optimization, finite element analysis, structural mechanics, biomimetics, insect's wing.

REFERENCES

1. Saleem W., Lu H., Yuqing F. 2008. Topology Optimization – Problem Formulation and Pragmatic Outcomes by integration of TOSCA and CAE tools. *Proceedings of the World Congress on Engineering and Computer Science 2008, WCECS 2008*. San Francisco, USA: 6 p.
2. Blattman W.R. 2008. *Generating CAD Parametric Features Based on Topology Optimization Results*. MS thesis. USA, UT, Provo: Brigham Young University: 84 p.
3. Vincent J.F.V. 2007. Adaptive Structures – Some Biological Paradigms. *Adaptive Structures. Engineering Applications*. Chichester, West Sussex, England: John Wiley & Sons Ltd.: 261–283.
4. Kobayashi M.H. 2010. On a biologically inspired topology optimization method. *J. Communications on Nonlinear Science and Numerical Simulation*. 15: 787–802.
5. Bendsoe M.P., Sigmund O. 2004. *Topology Optimization. Theory, Methods and Applications*. 2nd ed. Berlin, Springer-Verlag: 370 p.
6. Osher S., Fedkiw R. 2003. *Level Set Methods and Dynamic Implicit Surfaces*. N.-Y., Springer: 273 p.
7. Wang S.Y., Lim K.M., Khoo B.C., Wang M.Y. 2007. An extended level set method for shape and topology optimization. *J. of Computational Physics*. 221: 395–421.
8. Liu Z., Korvink J.G., Huang R. 2005. Structural topology optimization: fully coupled level set method via FEMLAB. *J. Structural Multidisciplinary Optimization*. 29: 407–417.
9. Huang X., Xie Y.M. 2010. *Evolutionary Topology Optimization of Continuum Structures. Methods and Applications*. Chichester, West Sussex, England: John Wiley & Sons Ltd.: 217 p.
10. Aditya P., Apte Wang B.P. 2009. 3D Topology Optimization Using Hyper Radial Basis Function Network. *Proceedings on the 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and materials Conference. Palm Springs, California, 4–7 May, 2009*. 12 p.
11. Bayley D.J., Hartfield R.J.Jr., Burkhalter J.E. and Jenkins R.M. 2007. Design Optimization of a Space Launch Vehicle Using a Genetic Algorithm. *Proceedings on the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii, 23–26 April, 2007*. 17 p.
12. Kureichic V.M. 2005. [Quantum and genetic algorithms as a new technology of evolutionary search]. *Vestnik Yuzhnogo Nauchnogo Tsentra*. 1(2): 41–50. (In Russian).
13. Li Q., Steven G.P. and Xie Y.M. 2001. A simple checkerboard suppression algorithm for evolutionary structural optimization. *J. Structural Multidisciplinary Optimization*. 22: 230–239.
14. Sigmund O., Petersson J. 1998. Numerical Instabilities in Topology Optimization: A Survey on Procedures Dealing with Checkerboards, Mesh-Dependencies and Local Minima. *J. Structural Optimization*. 16: 68–75.
15. Combes S.A. and Daniel T.L. 2003. Flexural Stiffness in Insect Wings I. Scaling and the Influence of Wing Venation. *J. of Experimental Biology*. 206: 2979–2987.
16. Combes S.A. and Daniel T.L. 2003. Flexural Stiffness in Insect Wings II. Spatial Distribution and Dynamic Wing Bending. *J. of Experimental Biology*. 206: 2989–2997.
17. Vale J., Lau F. and Suleman A. 2007. Optimization of a Morphing Wing Based on Coupled Aerodynamic and Structural Constraints. *Proceedings on the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii, 23–26 April*. 27 p.
18. Smith C.W., Herbert R., Wootton R.J. and Evans K.E. 2000. The Hind Wing of the Desert Locust (*Schistocerca gregaria* Forskal) II. Mechanical Properties and Functioning of the Membrane. *J. of Experimental Biology*. 203: 2933–2943.
19. Kesel A.B. 2000. Aerodynamic Characteristics of Dragonfly Wing Sections Compared with Technical Aerofoils. *J. of Experimental Biology*. 203: 3125–3135.
20. Hedrick T.L. and Daniel T.L. 2006. Flight control in the hawkmoth *Manduca sexta*: the inverse problem of hovering. *J. of Experimental Biology*. 209: 3114–3130.

21. Liang Z., Dong H. 2009. Unsteady Aerodynamics and Wing Kinematics Effect in Hovering Insect Flight. *J. of American Institute of Aeronautics and Astronautics*. Paper 1299. P. 1–9.
22. Azuma A., Okamoto M. 2005. Theoretical study on two-dimensional aerodynamic characteristics of unsteady wings. *J. of Theoretical Biology*. 234: 67–78.
23. Liew K.M., Wang C.M., Xiang Y., Kitipornchai K. 1998. Vibration of Mindlin plates. UK, Kidlington: Elsevier: 202 p.