

УДК 519.63

МЕТОД ПОГРУЖЕННЫХ ГРАНИЦ НА ДЕФОРМИРУЕМЫХ НЕСТРУКТУРИРОВАННЫХ СЕТКАХ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОАКУСТИКИ КРЫЛОВОГО ПРОФИЛЯ¹⁾

© 2019 г. И. В. Абалакин¹, А. П. Дубень¹, Н. С. Жданова¹,
Т. К. Козубская¹, Л. Н. Кудрявцева^{1,2}

¹⁾ 125047 Москва, Миусская пл., 4, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Россия;

²⁾ 119333 Москва, Вавилова, 44, кор. 2, ФИЦ “Информатика и управление” РАН, Россия)

*e-mail: ilya.abalakin@gmail.com, tatiana.kozubskaya@gmail.com, nat.zhdanova@gmail.com

Поступила в редакцию 26.06.2019 г.

Переработанный вариант 26.06.2019 г.

Принята к публикации 05.08.2019 г.

Статья посвящена использованию метода погруженных границ для проведения серийных расчетов по вихреразрешающему моделированию турбулентных течений вблизи отдельных тел с изменяемой конфигурацией и положением на неструктурированных сетках. Разработанная на его основе вычислительная методика поддерживается сеточными методами деформации и динамической адаптации подвижной сетки без изменения топологии. Описанный подход позволяет существенно сократить вычислительные затраты на множественные расчеты с вариацией геометрических параметров, направленные на оптимизацию формы обтекаемых элементов конструкции в авиационных приложениях. Работоспособность методики демонстрируется на расчетах по моделированию аэроакустических свойств двухэлементного крылового сегмента, включающего предкрылок с изменяемой геометрией. Библ. 18. Фиг. 12.

Ключевые слова: метод погруженных границ, метод Бринкмана штрафных функций, неструктурированная сетка, подвижная сетка, сеточная деформация, вихреразрешающий подход, турбулентное течение, крыловой профиль, предкрылок, аэроакустика.

DOI: 10.1134/S0044466919120020

1. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время эффективность развития авиационной промышленности напрямую связана с активным внедрением инструментов численного моделирования. При конструировании новых летательных аппаратов одной из наиболее актуальных задач является оптимизация геометрической формы обтекаемых элементов конструкции. По сравнению с недавним прошлым, особенностью современного конструирования летательных аппаратов гражданского назначения является учет акустических характеристик. В мире постоянно ужесточаются нормы по шуму для пассажирского авиационного транспорта, что приводит к необходимости создания малозумной летательной техники, как минимум, при сохранении и дальнейшем улучшении ее аэродинамического качества. Достичь этой цели при разработке крыла современного самолета можно, в частности, путем оптимизации формы элементов механизации и, в первую очередь, предкрылка, т.к. его взаимодействие с крылом на стадии посадки является одним из наиболее существенных источников аэродинамического шума.

Задача оптимизации формы обтекаемого тела вообще, а также формы предкрылка и его положения в выпущенном состоянии, в частности, так или иначе, подразумевает проведение серии расчетов с разными допустимыми геометрическими параметрами исследуемой конфигурации. При этом каждый расчет по моделированию аэроакустических свойств обладает столь высокой вычислительной ресурсоемкостью, что проведение серийных вычислительных экспериментов становится недопустимо дорогой задачей даже при использовании самых современных суперкомпьютеров. Высокая стоимость при этом обуславливается даже не столько необходимостью регулярного перестроения сетки, а временем установления статистически стационарного турбу-

¹⁾ Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 16-11-10350).

лентного течения и, после установления, временем накопления статистически корректных данных, нужных для получения спектральных аэроакустических характеристик.

В работе строится новая численная методика, которая призвана существенным образом ускорить проведение серийных расчетов по оптимизации формы обтекаемых тел. В рамках этой методики предполагается варьирование необходимого набора геометрических параметров задачи в рамках одного расчета. Эта возможность осуществляется путем чередования периодов быстрого плавного изменения исследуемой конфигурации и достаточно продолжительного накопления статистических данных. При этом набор исследуемых конфигураций, последовательность их перебора и допустимые скорости изменения геометрии задаются однократно, на стадии препроцессинга. Действуя таким образом, мы отказываемся от необходимости построения набора сечек, соответствующих рассматриваемым конфигурациям, а также сводим практически к нулю времена установления турбулентного течения вокруг каждой из них.

Предлагаемая методика основывается на синтезе трех методов, а именно метода погруженных границ, метода динамической сеточной адаптации подвижной сетки при сохранении топологии и метода деформации сетки. Следует отметить, что методы динамической адаптации сетки и ее деформации могут быть частично взаимозаменяемыми в зависимости от особенностей решаемой задачи. Выбор естественно делать в пользу более дешевых с вычислительной точки зрения и более надежных алгоритмов.

Метод погруженных границ подразумевает моделирование условия на границе раздела двух сред (твердое тело и окружающая его газовая среда) внутри односвязной области при аппроксимации на сплошной, вообще говоря, неструктурированной сетке. В работе используется разновидность этого подхода, а именно метод Бринкмана штрафных функций [1]. Следуя используемому в данной работе методу Бринкмана штрафных функций, в систему уравнений газовой динамики добавляются штрафные функции, работающие только внутри обтекаемого препятствия. Метод Бринкмана штрафных функций успешно используется при численном моделировании задач внешнего обтекания, как в случае сжимаемых, так и несжимаемых течений. Большинство работ выполнено на криволинейных структурированных сетках. Использование же произвольных неструктурированных сеток привносит дополнительные сложности, связанные с определением поверхности обтекаемого объекта на сетке, особенно при его перемещении. Адаптация метода Бринкмана применительно к моделированию турбулентных течений, в том числе к вихреорезающим RANS-LES подходам, началась относительно недавно (см., например, [2]– [6]).

Как известно, при моделировании высокоскоростных турбулентных течений критически важным является его описание в пристенных областях обтекаемых тел, корректность которого достигается только при достаточно высоком сеточном разрешении. С этой целью, благодаря использованию метода погруженных границ в односвязной области, удобно применять сохраняющую топологию динамическую адаптацию подвижной сетки. Мы используем оригинальный метод сеточной адаптации, разработанный на основе вариационных принципов теории упругости с конечными деформациями [7]. Движущееся деформируемое тело при этом задается обобщенной неявной функцией, которая зависит от времени и определяется функцией расстояния от границы со знаком, иначе функцией линий уровня. Предполагается, что в некотором слое около границы тела интегральные линии поля градиента неявной функции строго трансверсальны границе области. Такая обобщенная функция использовалась, например, в работе [8]. Разработанный вариационный метод гарантирует, что сетка остается невырожденной и непрерывно зависит от изменений неявной функции. Для обеспечения квазиоптимальности расчетной сетки при произвольной управляющей метрике метод динамической адаптации включает эффективный итерационный алгоритм минимизации и алгоритм вычисления адаптивного веса в сеточном функционале. Отметим, что в приложении к предкрылку, рассматриваемому в настоящей работе, указанный метод адаптации используется лишь однократно для стационарного сгущения сетки к поверхности тела в его начальном положении. Затем модификация исследуемой конфигурации осуществляется путем достаточно простого закона деформации сетки. Вообще говоря, при более сложных деформациях тела и траекториях его перемещения, как это уже отмечено выше, метод деформации должен заменяться процедурой динамической адаптации.

Как при динамической адаптации, так и при деформации, вычислительный алгоритм предполагает работу на движущихся сетках. В соответствии с этим при построении численного метода необходимо учитывать скорость передвижения сеточных узлов, что в настоящей работе делается согласно ALE (Arbitrary Lagrange-Eulerian) описанию.

Целью работы являются разработка вычислительной методики и демонстрация ее на одной из прикладных задач авиационной отрасли, а именно на моделировании аэроакустических свойств

предкрылка с различной конфигурацией внутренней поверхности. При этом задачи поиска наилучшего профиля внутренней поверхности в работе не ставится. Вместе с этим следует заметить, что разработанная вычислительная методика имеет широкий круг приложений, связанных с оптимизацией формы поверхности обтекаемых тел.

2. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И ЧИСЛЕННЫЙ МЕТОД

Рассматривается турбулентное обтекание системы твердых тел вязкой сжимаемой средой. Предполагается, что такая система состоит из основного, неподвижного и недеформируемого тела и вспомогательного, который изменяет свою форму и может перемещаться относительно основного. В рассматриваемой в работе задаче обтекания конфигурации крыло-предкрылок крыло играет роль основного тела, а предкрылок – вспомогательного тела с возможностью изменения его поверхности и, вообще говоря, положения.

Вихререзающее моделирование турбулентного течения около двухэлементного крылового сегмента проводится с помощью новой модификации гибридного RANS-LES подхода DDES [9], [10], ускоряющего переход к развитой турбулентности в слоях смешения.

Согласно разрабатываемой методике, для моделирования вспомогательного тела с изменяемой геометрией применяется метод погруженных границ, а основного – традиционный подход с использованием согласованной с границей сетки, то есть с определением поверхности обтекаемого твердого тела граничными сеточными узлами. Таким образом, в рассматриваемой задаче решение ищется в области Ω_F , внешней по отношению к крыловому профилю, и во внутренней предкрылка $\bar{\Omega}_S$. Метод погруженных границ, а именно, метод Бринкмана штрафных функций здесь применяется для обеспечения выполнения граничного условия Дирихле для скорости $\mathbf{u} = 0$ и эффективной вязкости $\nu = 0$ на поверхности предкрылка $\partial\Omega_S$. Геометрию “погруженно” предкрылка определяет характеристическая функция χ :

$$\chi = \begin{cases} 1, & \mathbf{x} \in \Omega_S \cup \partial\Omega_S, \\ 0, & \mathbf{x} \in \Omega_F. \end{cases}$$

Система газодинамических уравнений, включающая DDES модель и записанная в дивергентной форме относительно консервативных переменных $(\rho, \rho u_i, E, \rho \nu)^T$, имеет вид

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} &= 0, \\ \frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial p}{\partial x_i} &= \frac{\partial \tilde{\mu} \tau_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\chi}{\eta} \rho u_i, \\ \frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial (E + p) u_i}{\partial x_i} &= \frac{\partial u_j \tilde{\mu} \tau_{ij}}{\partial x_i} + \frac{\partial q_i}{\partial x_i} - \frac{\chi}{\eta} \rho u_i u_i, \\ \frac{\partial \rho \nu}{\partial t} + \frac{\partial \rho \nu u_i}{\partial x_i} &= D_\nu + G_\nu - C_{w1} f_w \left(\frac{\nu}{l_T} \right)^2 - \frac{\chi}{\eta} \rho \nu, \end{aligned} \quad (1)$$

где ρ – плотность, ρu_i – компоненты вектора моментов, E – полная энергия, $\rho \nu$ – плотность эффективной турбулентной вязкости. Система (1) замыкается уравнением состояния идеального газа $p = (\gamma - 1) \rho \epsilon$, где ϵ – внутренняя энергия, $\gamma = 1.4$ – показатель адиабаты. В уравнениях (1) используются также следующие обозначения:

$\tilde{\mu} = \mu_{mol} + \rho \nu f_{v1}$, μ_{mol} – коэффициент ламинарной вязкости,

$\tau_{ij} = 2 \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \delta_{ij}$ – компоненты тензора вязких напряжений;

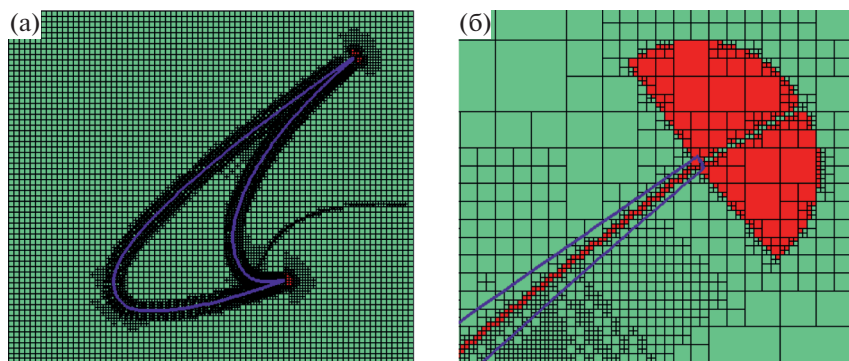
$q_i = \left(\tilde{\mu} + \frac{\gamma}{Pr} \mu_{mol} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i}$ – тепловой поток, $Pr = 0.72$ – число Прандтля;

D_ν и G_ν – члены, отвечающие за диффузию и генерацию турбулентности;

f_{v1} и f_w – демпфирующие функции;

l_T – пространственный масштаб турбулентности;

η – коэффициент проницаемости.



Фиг. 1. Интерполяционная решетка, определяющая геометрию предкрылка: а – общий вид, б – участок около верхней кромки предкрылка.

Выражения для D_v и G_v , а также демпфирующих функций f_{v1} и f_w приведены в [11]. Масштаб турбулентности l_T определяется в соответствии с DDES методом [12].

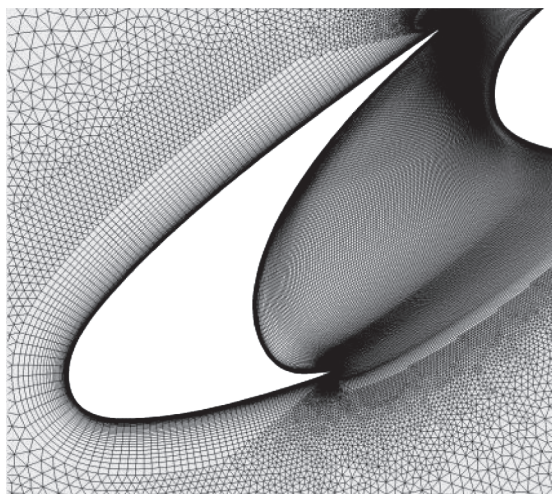
Источниковые члены в уравнениях системы (1) обеспечивают быструю релаксацию (порядка $\exp(-t/\eta)$, $\eta \ll 1$) решения для скорости и эффективной вязкости к нулю в точках сетки, находящихся в области $\bar{\Omega}_s$, т.е. там, где характеристическая функция $\chi \neq 0$.

Для достижения приемлемой точности метода погруженных границ для моделирования граничного условия на поверхности предкрылка необходимо обеспечить достаточное сгущение расчетной сетки в ее окрестности. С этой целью используется стационарная адаптация расчетной сетки согласно вариационному методу с контролем качества сетки [7], [13]. Заметим, что используемая формулировка метода удобна для эффективного распараллеливания.

Как уже было сказано, описание поверхности обтекаемого тела, имитируемого методом погруженных границ, дается характеристической функцией χ , заданной в узлах расчетной сетки. Вместе с тем в гибридных вихреразрешающих моделях, описывающих пристенные турбулентные течения, необходимым параметром является расстояние до стенки, которое определяет масштаб турбулентности l_T . Расстояние до стенки, а также его градиент используются также при построении неявной обобщенной функции, согласно которой проводится сеточная адаптация. Чтобы избежать трудоемкой процедуры вычисления расстояния до поверхности на каждом временном слое, что необходимо при перемещении тела, предлагается задавать функцию линий уровня на специальной интерполяционной решетке, движущейся вместе с телом по расчетной сетке [14]. Для удобства хранения такая решетка в работе строится на сетке типа восьмеричного дерева. Пример интерполяционной решетки для предкрылка приводится на фиг. 1.

Алгоритм определения значений и вектора градиента функции расстояния со знаком включает комбинацию интерполяции значений, заданных в узлах локально адаптивной решетки, и метод поиска расстояния до сегментов дискретной модели. Плотность сгущения ячеек соответствует заданной функции максимальной ошибки интерполяции. В областях, где достижение требуемой точности требует чрезмерного дробления элементов, применяется алгоритм прямого поиска расстояния до звеньев ломаной линии, задающей геометрию обтекаемого тела. Выбор того или иного метода проиллюстрирован на участке решетки вблизи верхней острой кромки предкрылка (фиг. 1б). Зеленым цветом отмечена область интерполяции, красным цветом – область определения расстояний до звеньев ломаной линии.

Для проведения численных расчетов применяется вершинно-центрированная конечно-объемная EBR (Edge-Based Reconstruction) схема [15]. С теоретической точки зрения, на произвольной неструктурированной сетке данная схема обладает вторым порядком точности, однако обеспечивает точность в смысле величины ошибки заметно выше по сравнению с традиционными схемами гоудновского типа второго порядка. Это достигается благодаря квазиодномерной реконструкции переменных на расширенных реберно-ориентированных шаблонах. Реконструкции строятся таким образом, что на трансляционно-симметрических сетках (сетках, остающихся неизменными при перемещении на вектор их любого ребра) EBR схема совпадает с конечно-разностным методом высокого порядка (пятого или шестого).



Фиг. 2. Фрагмент расчетной сетки BF, согласованной с поверхностью предкрылка.

Описанная математическая модель, все описанные алгоритмы и численный метод реализованы в программном комплексе NOISEtte.

3. АДАПТАЦИЯ И ДЕФОРМАЦИЯ СЕТКИ ДЛЯ ЗАДАНИЯ ГЕОМЕТРИИ ПРЕДКРЫЛКА И ЕЕ МОДИФИКАЦИИ

3.1. Расчетные сетки и их построение

Моделирование турбулентного течения около двухэлементного аэродинамического профиля проводится в трехмерной постановке для крыла бесконечной длины, имеющего одинаковое сечение в поперечной плоскости. Расчет при этом проводится для конечного крылового сегмента с условиями периодичности на торцах. Для такой постановки используются два типа расчетных сеток.

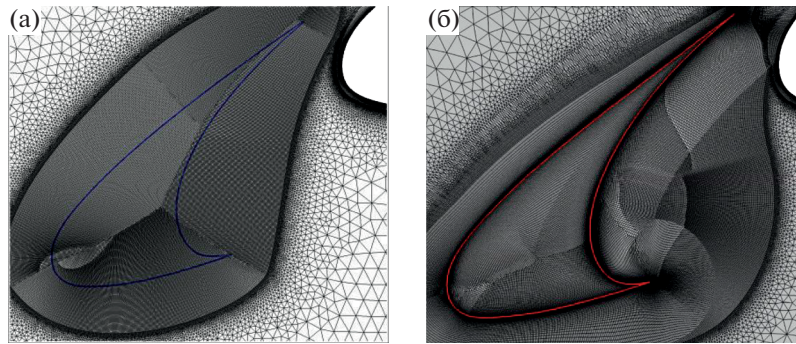
Первая сетка (BF или Body-Fitted) представляет собой неструктурированную сетку, состоящую из треугольных призм и гексаэдральных слоев вблизи поверхности обтекаемых тел. Поверхности предкрылка и крыла описываются граничными узлами расчетной сетки. Фрагмент сетки в поперечном сечении вблизи предкрылка приведен на фиг. 2. Полная трехмерная сетка состоит из 14.7 млн. узлов и 17.7 млн. элементов.

Вторая сетка (IB или Immersed-Boundary) строится с применением стационарной сеточной адаптации следующим образом. Область предкрылка и окружающих его особенностей течения сначала покрывается квазиравномерной сеткой, как показано на фиг. 3 слева. Далее она адаптируется к поверхности предкрылка согласно вариационному методу [7]. Результат адаптации демонстрируется на фиг. 3 справа. Трехмерная сетка IB так же, как и сетка BF, состоит из треугольных призм и гексаэдральных пограничных слоев и содержит 16.8 млн. узлов и 19.4 млн. элементов.

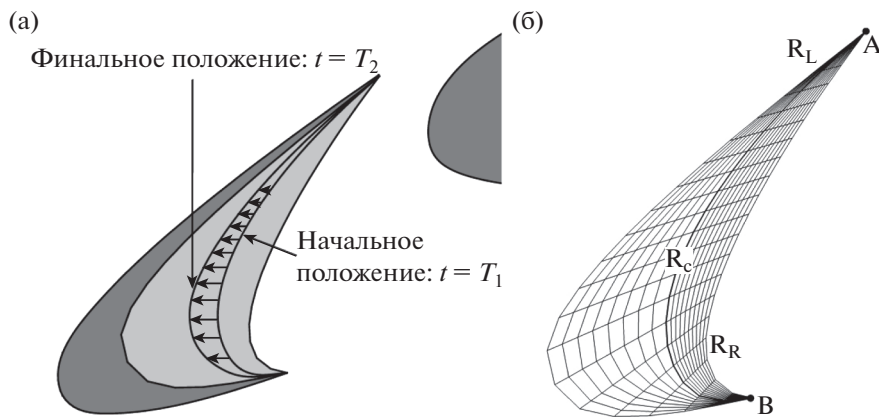
3.2. Деформация сетки при модификации внутренней поверхности предкрылка

В случае изменения формы внутренней поверхности предкрылка меняет свою, как показано на фиг. 4а, возникает необходимость деформации сетки и ее подстройки под новую конфигурацию за счет передвижения узлов.

В работе разработан и реализован алгебраический алгоритм деформации расчетной сетки, в котором смещение координат узлов сетки вычисляется на основе передвижения дополнительно построенной структурированной двумерной решетки. Первый этап данного алгоритма заключается в определении неподвижных узлов структурированной решетки перед началом интегрирования по времени системы уравнений и состоит из следующих шагов.



Фиг. 3. Фрагменты расчетной сетки ГВ: а – облако квазиравномерной сетки до адаптации (синяя линия – положение предкрылка, заданное решеткой), б – деформированная сетка (красная линия – поверхность предкрылка).



Фиг. 4. а – изменение формы предкрылка и область деформации сетки (закрашено светло-серым цветом), б – равномерная решетка в области деформации.

1. Определяется дискретная область деформации расчетной сетки Ω_h с криволинейными неподвижными границами \mathbf{R}_L и \mathbf{R}_R , соединяющими концевые точки закрылка A и B . Область деформации окружает внутреннюю поверхность предкрылка \mathbf{R}_C (см. фиг. 4б).

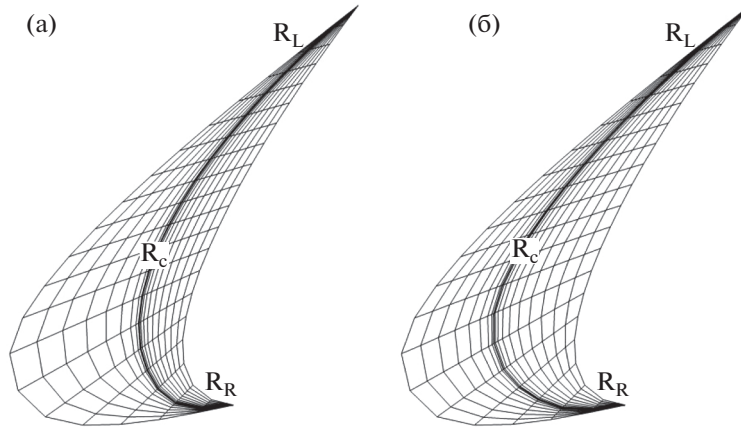
2. Внутри области деформации строятся базовые узлы ij решетки. Узлы решетки задаются радиус вектором \mathbf{r} и вычисляются следующим образом.

2.1. Границы \mathbf{R}_L и \mathbf{R}_R равномерно разбиваются на N отрезков, обеспечивая взаимно-однозначное соответствие между узлами левой и правой границ и определяя, таким образом, сеточные линии индекса i искомой решетки ($i = 0, \dots, N$).

2.2. Граница \mathbf{R}_L определяет левую сеточную линию индекса $j = 0$. Внутренняя граница \mathbf{R}_C предкрылка определяет центральную сеточную линию решетки индекса $j = MC$. MC – число сеточных линий индекса j слева от \mathbf{R}_C . Граница \mathbf{R}_R задает правую сеточную линию индекса $j = M$, где $M = MC + MR$, MR – число сеточных линий индекса j справа от \mathbf{R}_C . Пересечение сеточных линий индексов i и j определяет базовые узлы $\mathbf{r}_{i,j}$ для $j = 0, MC, M$ и $0 \leq i \leq N$. Заметим, что координаты узлов $\mathbf{r}_{0,j} = \mathbf{r}_A$ и $\mathbf{r}_{N,j} = \mathbf{r}_B$ не зависят от индекса j .

3. Для $0 \leq i \leq N$ вычисляются расстояния между левой и центральной сеточными линиями $D_i = |\mathbf{r}_{i,0} - \mathbf{r}_{i,MC}|$ и определяется единичный вектор направления сеточных линий индекса i : $\mathbf{d}_i = (\mathbf{r}_{i,0} - \mathbf{r}_{i,MC})/D_i$.

4. Определение модуля скорости движения центральной сеточной линии ($j = MC$) вдоль сеточных линий индекса i : $V_i = \alpha D_i/(T_2 - T_1)$, где T_1 и T_2 – время начала и конца перемещения внут-



Фиг. 5. а – начальная неравномерная решетка на момент времени $t = T_1$, б – финальная решетка на момент времени $t = T_2$.

ренной поверхности предкрылка. Задаваемый параметр $0 < \alpha < 1$ определяет относительную величину смещения внутренней поверхности предкрылка в области между кривой R_L и начальным положением кривой R_C .

На втором этапе алгоритма строится двумерная решетка и определяются новые координаты ее базовых узлов на момент времени $t + \Delta t$, где $t \geq T_1$, а Δt – шаг интегрирования по времени системы уравнений. Этот этап включает в себя следующие шаги.

5. Определение новых координат базовых узлов решетки. Сеточные линии с узлами $\mathbf{r}_{i,0}$ и $\mathbf{r}_{i,M}$ остаются неподвижными, а центральная сеточная линия ($j = MC$) смещается на величину $\Delta \mathbf{r}_{i,C} = V_i \mathbf{d}_i \Delta t$ вдоль сеточных линий индекса i . Таким образом, новые координаты внутренней поверхности предкрылка переопределяются по формуле $\mathbf{r}_{i,MC} := \mathbf{r}_{i,MC} + \Delta \mathbf{r}_{i,C}$

6. На основе базовых узлов, определенных на шаге 2.2 и шаге 5, промежуточные узлы решетки вычисляются по следующим параметрическим формулам:

$$\mathbf{r}_{i,j} = (1 - s_j)\mathbf{r}_{i,L} + s_j\mathbf{r}_{i,MC}, \quad 1 \leq j \leq M - 1, \quad 1 \leq i \leq N - 1, \tag{**}$$

$$\mathbf{r}_{i,L} = T \begin{cases} \mathbf{r}_{i,0}, & j < MC, \\ \mathbf{r}_{i,M}, & j \geq MC, \end{cases}$$

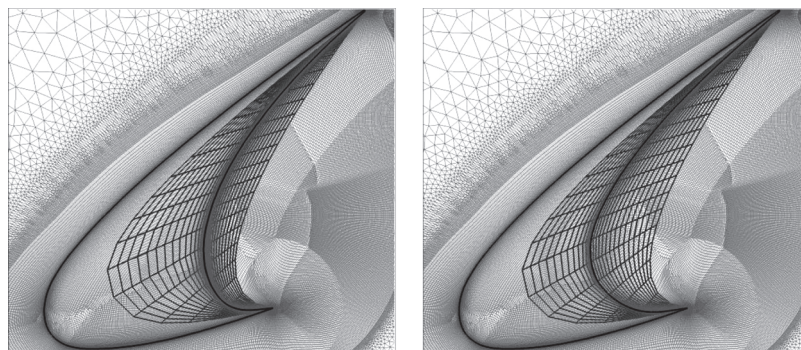
где параметром является сеточная функция растяжения s_j [16, с. 123], меняющееся в диапазоне от 0 до 1, и определенная как

$$s_j = P\eta_j + (1 - P) \left(1 - \frac{\text{th}[Q(1 - \eta_j)]}{\text{th} Q} \right), \quad \eta_j = \begin{cases} \frac{j}{MC}, & j = 0, \dots, MC - 1, \\ \frac{M - j}{MR}, & j = M, \dots, MC. \end{cases}$$

Здесь P и Q – числовые константы, обеспечивающие контроль распределения узлов решетки вдоль отрезка $[\mathbf{r}_{i,L}, \mathbf{r}_{i,MC}]$. Так, при $P = 1$ получаем равномерную решетку слева и справа от центральной сеточной линии (см. фиг. 4б). При $P = 1.8$ и $Q = 2$ имеем неравномерную решетку, сгущающуюся к центральной сеточной линии ($j = MC$) с левой и правой сторон (см. фиг. 5а).

На третьем этапе алгоритма вычисляются новые координаты узлов расчетной сетки, лежащих в области деформации. Этот этап содержит два шага.

7. Для каждого узла исходной расчетной сетки $\mathbf{r}_k^{node} \in \Omega_h$ определяется принадлежность ячеек решетки на основе двоичного дерева поиска.



Фиг. 6. Слева – сетка и решетка перед началом деформации, справа – сетка и решетка после деформации.

8. Используя кусочно-линейную интерполяцию по скоростям вершин ячейки решетки, вычисляются скорости узлов сетки \mathbf{V}_k^{node} , попавших в эту ячейку. Далее определяются координаты узлов сетки на новом шаге по времени, как $\hat{\mathbf{r}}_k^{node} = \mathbf{r}_k^{node} + \mathbf{V}_k^{node} \Delta t$.

На последнем шаге алгоритма происходит проверка условия $t + \Delta t \leq T_2$ и переход к шагу 5.

Пример работы алгоритма построения дополнительной решетки, приведенной на фиг. 4 и фиг. 5, использовал следующие значения входных параметров: $N = 20$, $MC = 8$, $MR = 10$, $T_1 = 0$, $T_2 = 0.5$, $\alpha = 1/3$, $\Delta t = 0.01$.

Таким образом, построенная на момент времени $T_1 < t \leq T_2$ новая деформированная сетка может быть использована для расчета обтекания предкрылка новой геометрической формы. На фиг. 6 изображена начальная и финальная стадия деформации и движения, используемых в приводимых ниже расчетах, сетки и решетки ($N = 101$, $MC = 16$, $MR = 17$), на фиг. 6 изображены не все сеточные линии индекса i).

4. ЧИСЛЕННЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

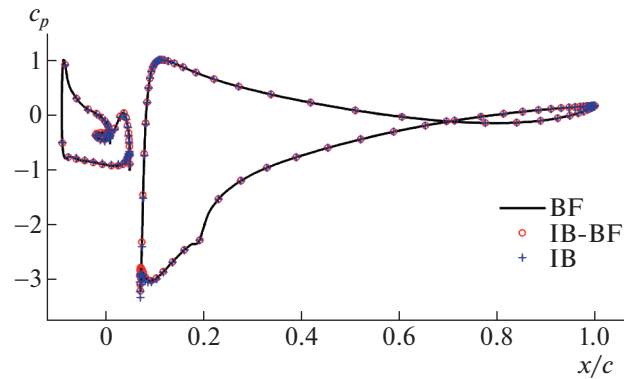
4.1. Постановка задачи и алгоритм моделирования

Разработанная вычислительная методика применена к численному моделированию турбулентного обтекания двухэлементного крылового сегмента [17], [18]. Согласно приведенной в этих работах постановке, крыло с предкрылком обтекается потоком постоянной скорости $U_\infty = 50$ при числе Маха $M = 0.15$ под углом атаки 18° . Число Рейнольдса, посчитанное по хорде профиля $c = 0.3$ м, равняется $Re = 1.047 \times 10^6$.

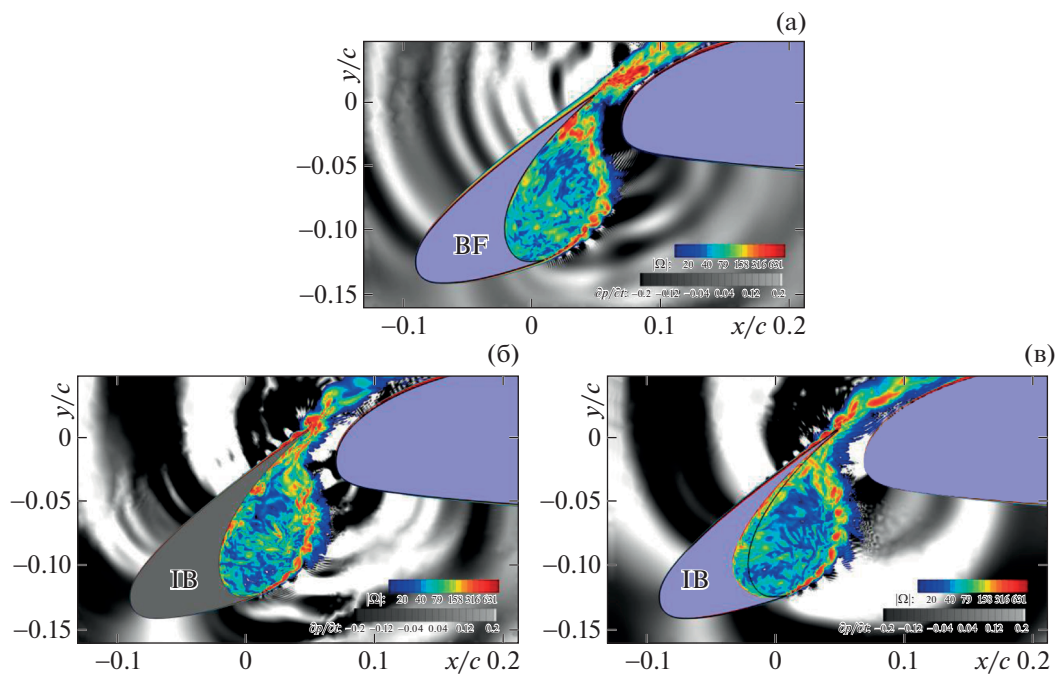
Целью задачи является исследование аэроакустических свойств предкрылка, а именно генерируемого взаимодействием крыло-предкрылок акустического источника в зависимости от формы его внутренней поверхности. Для этого рассматриваются две конфигурации предкрылка: исходная и модифицированная за счет большей вогнутости внутренней поверхности. Модификация внутренней поверхности осуществляется описанным в п. 3 методом сеточной деформации.

Численное исследование с применением разработанного подхода проводится по следующей схеме. Сначала с целью валидации численно решается задача на согласованной с поверхностью сетке ВФ. Затем этот же самый расчет повторяется для случая, когда граничное условие на поверхности предкрылка моделируется методом погруженных границ, на сетке ИВ. При хорошем согласовании данных, полученных на ВФ и ИВ сетках, далее добавляется деформация предкрылка за счет модификации его внутренней поверхности. Отметим, что в рамках разработанной методики возможна как деформация тела, так и его перемещение или отклонение на большие расстояния или углы соответственно. Важно то, что все деформации и передвижения должны происходить плавно, чтобы обеспечить быстрый и физически корректный переход от одного к другому статистически стационарному турбулентному течению.

Такой подход, когда в рамках одного расчета исследуется сразу несколько геометрических конфигураций обтекаемого тела, позволяет существенно снизить ресурсоемкость исследования в целом.



Фиг. 7. Поверхностное распределение коэффициента давления для крыла и предкрылка.

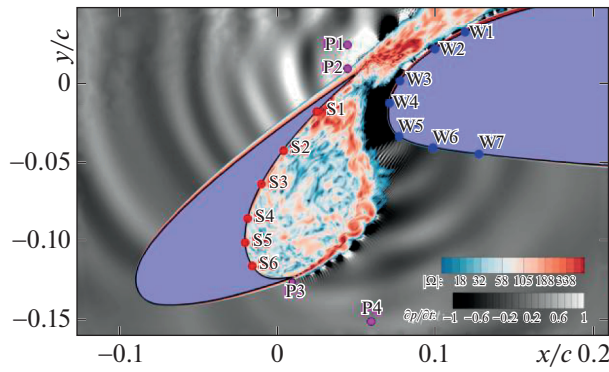


Фиг. 8. Мгновенные поля завихренности и производной давления по времени: а – BF сетка, б – IB сетка с исходной формой предкрылка, в – IB сетка с деформированной формой предкрылка.

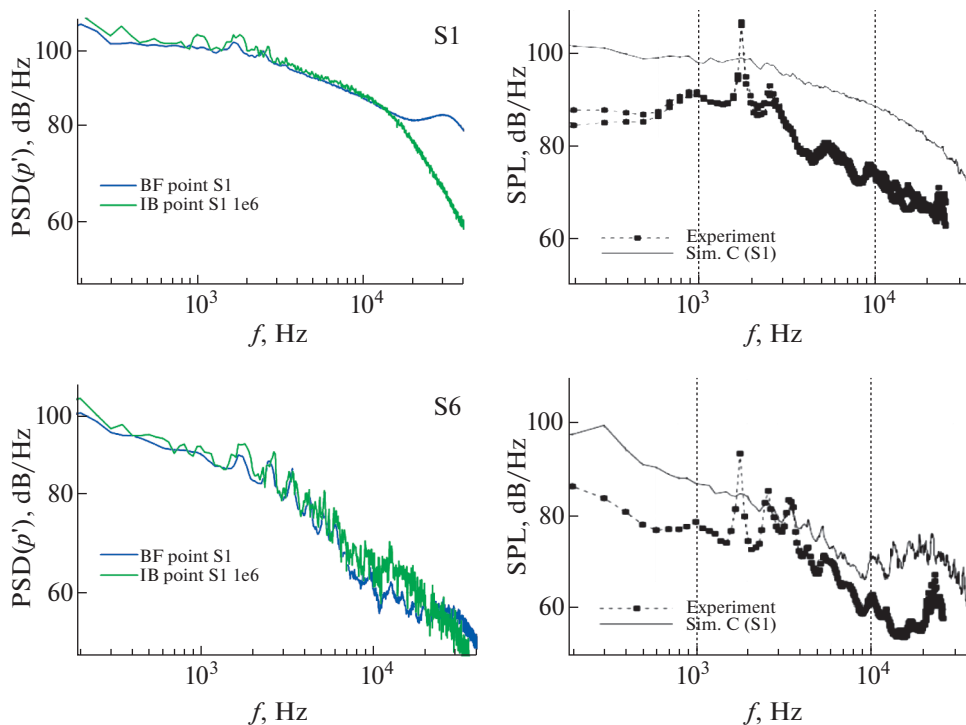
4.2. Анализ численных результатов

Вихреразрешающему моделированию турбулентного течения около крылового сегмента в рамках гибридного метода DDES предшествовали расчеты по модели RANS. Как видно из фиг. 7, где представлено поверхностное распределение коэффициента давления, расчеты на всех сетках показали очень близкие результаты. Отметим, что в расчетах использовалась еще одна сетка – сетка IB-BF, которая строилась путем заполнения внутренней поверхности предкрылка в сетке BF.

Полученное подходом RANS стационарное поле течения взято в качестве начального распределения для дальнейших расчетов с использованием модели DDES. На фиг. 8 приведены результаты вихреразрешающего моделирования в виде полей завихренности и производной давления по времени: для BF сетки (фиг. 8а), а также для IB сетки при исходной и деформированной форме внутренней поверхности предкрылка (фиг. 8б, 8в соответственно). В целом поля течения схожи между собой. Вместе с тем при использовании метода погруженных границ (фиг. 8б, 8в) заметны высокочастотные осцилляции вблизи поверхности предкрылка. Хотя их возможное влияние находится в области высоких частот и, как показывает опыт, существенного влияния на



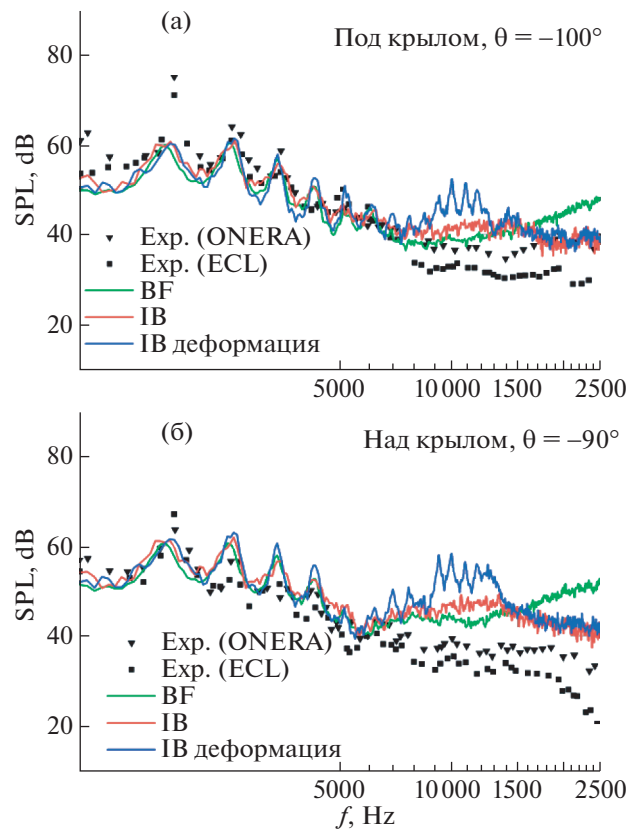
Фиг. 9. Расположение контрольных точек.



Фиг. 10. Спектральная плотность мощности пульсаций давления в точках S1 и S6 на внутренней поверхности предкрылка.

течение в целом они не оказывают, избежать их помогает более аккуратная настройка параметров метода погруженных границ и, в частности, снижение проницаемости обтекаемого тела или добавление искусственной вязкости внутрь обтекаемого тела, где результаты не имеют физического смысла.

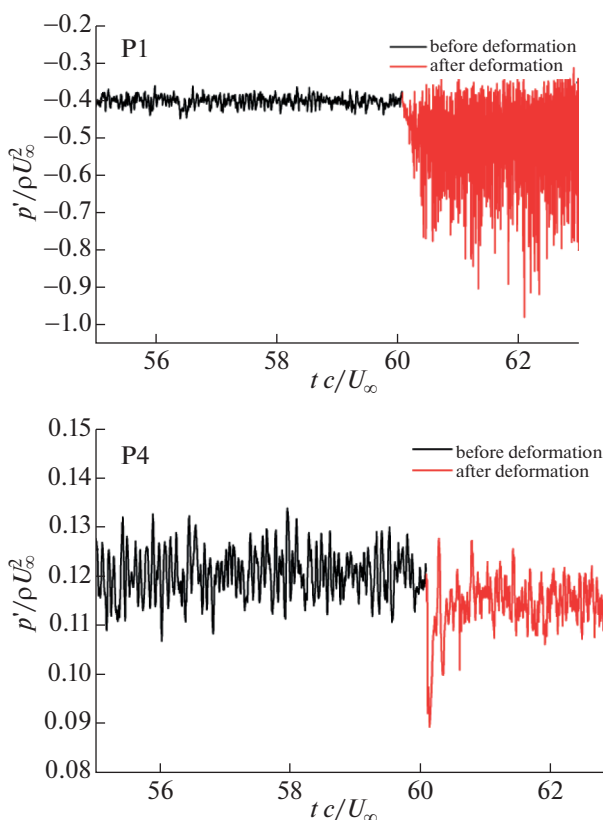
Более корректное сопоставление результатов вихререзающего моделирования, полученных традиционным подходом на согласованной с поверхностью BF сетке и при использовании метода погруженных границ на IB сетке, дает анализ спектрального состава пульсаций давления в контрольных точках области, расположение которых дано на фиг. 9. Приведем спектральную плотность мощности пульсаций давления в наиболее чувствительных к методу точках S1 и S6 (см. фиг. 10). Данные точки лежат на внутренней поверхности предкрылка, которые в случае применения метода погруженных границ попадают на неявно заданную границу раздела сред. Как видно из приведенных графиков, полученные результаты хорошо соотносятся друг с другом, а также с результатами вычислительного эксперимента, проведенного авторами данной постановки [18].



Фиг. 11. Спектральный состав уровня звукового давления в контрольных точках дальнего поля, расположенных на расстоянии 2 м от точки начала крыла в направлениях на 100° по часовой стрелке (а) и 90° против часовой стрелки относительно крыловой хорды.

Аэроакустические свойства двухэлементного крылового сегмента характеризует, в первую очередь, генерируемый им шум в дальнем поле. В данной работе шум в дальнем поле вычисляется с помощью интегрального метода Фокса–Уильяма Хокинга путем пространственно-временного интегрирования данных, накопленных в процессе расчета на поверхности, окружающей конфигурацию и расположенной на небольшом расстоянии от нее. На фиг. 11 показаны спектры уровня звукового давления в контрольных точках на удалении 2 метра, или примерно 7 длин хорды крыла, от исследуемой конфигурации. Можно видеть, что численные результаты, полученные традиционным подходом и методом погруженных границ (зеленая и красная линии соответственно) для исходной формы предкрылка весьма хорошо согласуются друг с другом, а также с экспериментальными данными, отмеченными треугольниками и квадратами. Также заметно повышение амплитуды акустического излучения на пиках частот в диапазоне до 5 КГц в случае деформированной внутренней поверхности предкрылка. Особенно отчетливо это видно в точке измерений, находящейся над крылом. Это является ожидаемым результатом, так как с демонстрационной целью проводилась достаточно произвольная деформация относительно хорошо выверенной конструкции. Также в спектре, соответствующем деформированному предкрылку, заметно сильное завышение акустического давления на высоких частотах в районе 10 КГц. Этот эффект, вероятнее всего, имеет численную природу, связанную с повышением искусственной проницаемости предкрылка после его деформации, уменьшающей его толщину. Следует отметить, что коэффициент проницаемости, изначально подобранный для исходной формы предкрылка, в процессе счета не изменялся, в то время как толщина предкрылка заметно уменьшилась.

Проведенные расчеты демонстрируют работоспособность созданной вычислительной методики и показывают ее эффективность, которая особенно наглядно проявляется в выигрыше во времени расчета. Так, при использовании гибридного вихреразрешающего подхода DDES для выхода на статистически стационарное турбулентное течение, стартуя с решения RANS, требу-



Фиг. 12. История пульсаций давления в контрольных точках P1 и P4 при изменении формы внутренней поверхности предкрылка.

ется порядка 10–15 безразмерных единиц времени, нормированных на длину хорды крыла и скорость набегающего потока. Для накопления корректных данных после этого необходимо еще, как минимум, 30 единиц времени. На деформацию поверхности предкрылка было отведено 0.5 единиц времени. К окончанию плавного процесса деформации турбулентное течение сразу вышло на квазистационарный режим. Таким образом, существенное, порядка 25% от счета задачи при фиксированной конфигурации, время на установление тратится только один раз на старте с RANS решения для начальной геометрии. Затем переход от одной конфигурации к другой происходит практически без временных потерь на установление. На фиг. 12 проиллюстрирован переход от одной формы предкрылка к другой на примере графиков пульсаций давления по времени в двух контрольных точках, расположенных над и под крылом (см. фиг. 9).

6. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье предложена вычислительная методика проведения вычислительных экспериментов, сопровождающих исследования по оптимизации формы обтекаемых конструктивных элементов в авиационных и других приложениях. Методика строится на синтезе методов погруженных границ, динамической сеточной адаптации и деформации. В качестве метода погруженных границ используется метод штрафных функций Бринкмана, согласно которому граничные условия на поверхности обтекаемого, “погруженного” в расчетную область тела обеспечиваются путем добавления в газодинамические уравнения специальных источников членов. Этот метод позволяет работать в односвязных областях и использовать алгоритмы подвижных сеток с сохранением топологии для динамической сеточной адаптации.

Согласно предложенной методике, конфигурация исследуемого объекта может периодически меняться в процессе расчета, а схема перебора геометрических параметров может быть описана однократно при инициализации расчета. Такой подход существенно сокращает вычисли-

тельную стоимость расчетов. Особенно важно это для методов вихреразрешающего моделирования турбулентных течений, высокая ресурсоемкость которых препятствует их широкому внедрению в инженерные разработки.

В работе работоспособность методики показана на задаче о моделировании турбулентного течения около двухэлементного крылового сегмента и оценки его аэроакустических свойств. Несмотря на то что для демонстрации была выбрана нефизическая деформация формы предкрылка, описанные алгоритмы могут быть использованы для исследования реальных моделей и их технологически оправданных модификаций.

Работа была выполнена с использованием оборудования центра коллективного пользования “Комплекс моделирования и обработки данных исследовательских установок мега-класса” НИЦ “Курчатовский институт”, <http://ckp.nrcki.ru/>.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Angot Ph., Bruneau C.-H., Fabrie P.* A penalization method to take into account obstacles in incompressible viscous flows // *Numer. Math.* 1999. V. 81. P. 497–520.
2. *Iaccarino G., Verzicco R.* Immersed boundary technique for turbulent flow simulation // *Appl. Mech. Rev.* 2003. V. 56. P. 331–347.
3. *Mochel L., Weiss P.-É., Deck S.* Zonal Immersed Boundary Conditions: Application to a High-Reynolds-Number Afterbody Flow // *AIAA J.* 2014. V. 52. № 12. P. 2782–2794.
4. *Абалакин И.В., Дубень А.П., Жданова Н.С., Козубская Т.К.* Моделирование нестационарного турбулентного течения вокруг цилиндра методом погруженных границ // *Матем. моделирование.* 2018. Т. 30. № 5. С. 117–133.
5. *Zhdanova N.S., Gorobets A.V., Abalakin I.V.* Supercomputer Simulations of Fluid-Structure Interaction Problems Using an Immersed Boundary Method // *Supercomputing Frontiers and Innovations.* 2018. V. 5. № 4. P. 78–82.
<https://doi.org/10.14529/jsfi1804>
6. *Дубень А.П., Жданова Н.С., Козубская Т.К.* Численное исследование влияния дефлектора на аэродинамические и акустические характеристики турбулентного течения в каверне // *Изв. РАН. Механ. жидкости и газа.* 2017. № 4. С. 18–12.
7. *Garanzha V.A., Kudryavtseva L.N., Utyuzhnikov S.V.* Variational method for untangling and optimization of spatial meshes // *J. of Comput. and Appl. Math.* 2014. V. 269. P. 24–41.
<https://doi.org/10.1016/j.cam.2014.03.006>
8. *Garanzha V.A., Kudryavtseva L.N.* Hypoelastic stabilization of variational algorithm for construction of moving deforming meshes. In: Evtushenko Y., et al. (eds). *Optimization and Applications. OPTIMA 2018.* *Communicat. in Comput. and Information Sci.* 974. Springer, p. 497–511.
https://doi.org/10.1007/978-3-030-10934-9_35
9. *Mockett C., Fuchs M., Garbaruk A., Thiele F., Shur M., Strelets M., Travin A., Spalart P.* Two non-zonal approaches to accelerate RANS to LES transition of free shear layers in DES // *Notes on Numerical Fluid Mech.* 2015. V. 130. P. 187–201.
10. *Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.Kh., Travin A.K.* An enhanced version of DES with rapid transition from RANS to LES in separated flows // *Flow Turbulence Combustion.* 2015. V. 95. № 4. P. 709–737.
<https://doi.org/10.1007/s10494-015-9618-0>
11. *Spalart P.R., Allmaras S.R.* A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, AIAA Paper 92-0439, January 1992.
<https://doi.org/10.2514/6.1992-439>
12. *Дубень А.П.* Вычислительные технологии для моделирования сложных пристеночных турбулентных течений на неструктурированных сетках // *Матем. моделирование.* 2013. Т. 25. № 9. С. 4–16.
13. *Garanzha V.A., Kudryavtseva L.N.* Hypoelastic Stabilization of Variational Algorithm for Construction of Moving Deforming Meshes. Springer Nature Switzerland AG 2019, Y. Evtushenko et al. (Eds.): *OPTIMA 2018, CCIS 974*, pp. 1–15, 2019. doi.org/10.1007/978-3-030-10934-9_35
14. *Abalakin I.V., Kozubskaya T.K., Soukov S.A., Zhdanova N.S.* Numerical Simulation of Flows over Moving Bodies of Complex Shapes Using Immersed Boundary Method on Unstructured Meshes // *Lecture Notes in Comput. Science and Engng. Numerical Geometry, Grid Generation and Scientific Computing. Proc. of the 9th International Conference, NUMGRID 2018 / Voronoi 150, Celebrating the 150th Anniversary of G.F. Voronoi,*

Moscow, Russia, December 2018, Ed. by V. Garanzha, L. Kamensky, H. Si, Springer Int. Publishing, 2019, pp. 171–180.

15. *Abalakin I., Bakhvalov P., Kozubskaya T.* Edge-based reconstruction schemes for unstructured tetrahedral meshes // *Int. J. Numer. Methods Fluids*. 2016. V. 81. № 6. P. 331–356.
<https://doi.org/10.1002/flid.4187>
16. *Флетчер К.* Вычислительные методы в динамике жидкостей: В 2-х т. Т. 2. Пер. с англ. М.: Мир, 1991. 552 с.
17. *Terracol M., Manoha E., Lemoine B.* Investigation of the unsteady flow and noise sources generation in a slat cove: hybrid zonal RANS/LES simulation and dedicated experiment // *AIAA Paper 2011-3203*, June 2011.
<https://doi.org/10.2514/6.2011-3203>
18. *Manoha E., Terracol M., Lemoine B., Le Griffon I., Le Garrec T.* Slat noise measurement and numerical prediction in the VALIANT programme // *AIAA Paper 2012-2100*, June 2012.
<https://doi.org/10.2514/6.2012-2100>