

О ЧИСЛЕННОМ БИМФОРМИНГЕ ДЛЯ ИДЕНТИФИКАЦИИ АКУСТИЧЕСКОГО ИСТОЧНИКА ПО ДАННЫМ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

© 2024 г. Г. М. Плаксин^{1,*}, Т. К. Козубская^{1,**}, И. Л. Софронов^{1,2,***}

Представлено академиком РАН Б. Н. Четверушкиным

Получено 10.07.2024 г.

После доработки 30.09.2024 г.

Принято к публикации 04.10.2024 г.

Статья посвящена методу численного бимформинга для обработки пространственно-временных данных суперкомпьютерного моделирования задач аэроакустики с целью локализации распределенного акустического источника, формируемого при турбулентном обтекании летательного аппарата или его элементов в режиме полета, и определения его амплитудно-частотных характеристик. Математически предлагаемый метод основан на решении обратной задачи на восстановление правой части в уравнении Гельмгольца для источников монопольного и дипольного типа. По сравнению с аналогом, предназначенным для анализа экспериментальных измерений, новый метод имеет существенные преимущества и позволяет обобщение на случай коррелированных источников. В статье возможности метода демонстрируются на задаче об идентификации акустического источника, возникающего при обтекании прямого крыла самолета с выпущенной механизацией на режиме посадки.

Ключевые слова: вычислительный эксперимент, численный бимформинг, коррелированный источник, диполь, монополь, обратная задача, крыло самолета, аэроакустика.

DOI: 10.31857/S2686954324050098, **EDN:** XDJFDO

1. ВВЕДЕНИЕ

С развитием, как наземных, так и воздушных транспортных средств, актуальность оценки производимого ими шума и, соответственно, исследований, направленных на снижение этого шума, только растет. В большей мере это касается гражданского авиационного транспорта. Рост парка самолетов и количества совершаемых ими рейсов неуклонно повышает негативное шумовое воздействие на окружающую среду вблизи аэродромов и прилегающих к ним населенных пунктов.

Одним из широко используемых методов исследования акустических источников, генерируемых самолетом в процессе полета, является бимформинг. Смысл данного метода состоит в воспроизведении в пространственной области само-

лета распределенного источника на основе обработки данных наземных измерений создаваемого им акустического поля. Исследованиям аэроакустических характеристик самолета с использованием бимформинга посвящено большое количество работ (см., например, [1], [2], [3]).

Бурный рост производительности современных суперкомпьютеров существенным образом повысил возможности вычислительного эксперимента и, в частности, сделал его пригодным для исследования сложных турбулентных течений воздуха вблизи самолета. Получаемый в ходе вычислительного эксперимента большой объем пространственно-временных численных данных, по определению, включает подробную информацию о физике исследуемых процессов. К способам получения такой информации, а именно информации о генерируемых течением акустических источниках, можно отнести развиваемый авторами статьи метод численного бимформинга [4], [5], [6].

В данной работе мы кратко формулируем общую математическую постановку задачи численного бимформинга для источников монопольного и дипольного типов, а также используем алгорит-

¹Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук, Москва, Россия

²Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), Долгопрудный, Россия

*E-mail: gplaxin@mail.ru

**E-mail: kozubskaya@imamod.ru

***E-mail: sofronov.il@mipt.ru

мы численного бимформинга [4]–[6] для решения одной, характерной для авиационной промышленности, задачи, а именно для нахождения источников монопольного и дипольного типов по данным вычислительного эксперимента по турбулентному обтеканию сегмента трехкомпонентного прямого крыла с выпущенной механизацией. В настоящей статье численный бимформинг применяется для анализа данных суперкомпьютерных расчетов этого кейса, приведенных в работе [7].

Статья состоит из трех разделов. В параграфе 2 кратко излагается теория, и приводятся основные элементы алгоритмов численного бимформинга. В параграфе 3 описана постановка эксперимента, к данным которого в дальнейшем применяется бимформинг. Параграф 4 посвящен рассмотрению результатов численного бимформинга, выполненного на основе данных суперкомпьютерного расчета задачи обтекания сегмента крыла 30P30N.

2. АЛГОРИТМ ЧИСЛЕННОГО БИМФОРМИНГА

Задача бимформинга (БФ) рассматривается в частотной области $e^{i2\pi ft}$, где f – произвольная точка анализируемого спектра. Функция источника отыскивается на некоторой ограниченной поверхности $S \subset \mathbb{R}^3$, задаваемой дельта-функцией δ_S . Обозначим через $Q(x) \in \mathbb{C}$, $x = \{x_1, x_2, x_3\} \in S$, интенсивность монопольного источника, а через $F_l(x) \in \mathbb{C}$, $l = 1, 2, 3$, интенсивность дипольного момента в направлении декартовой координаты x_l . Тогда акустическое давление $P(x)$ в среде, движущейся вдоль координаты x_1 с числом Маха $M_\infty < 1$, описывается уравнением Гельмгольца

$$k^2 P + \Delta P - 2ikM_\infty \frac{\partial P}{\partial x_1} - M_\infty^2 \frac{\partial^2 P}{\partial x_1^2} = -Q\delta_S - \text{div}(\mathbf{F}\delta_S), \quad (1)$$

где $\mathbf{F} \equiv \{F_1, F_2, F_3\}$, $k = 2\pi f/c$ – волновое число, c – скорость звука.

В алгоритме численного БФ [4], [5] функция источника представлена своими значениями $\mathbf{s} = (s_1, s_2, \dots, s_N)^T$ на некоторой сетке на S с числом узлов N . Микрофоны общим числом M задаются на некоторой поверхности D , см. рис. 5. Вычисление матрицы $\mathcal{T}_a$ переноса излучения вектора источника $\mathbf{s}$ в вектор данных микрофонов $\mathbf{d} = (d_1, d_2, \dots, d_M)^T$ для получения связи $\mathbf{d} = \mathcal{T}_a \mathbf{s}$ проводится согласно конечно-элементному подходу: вначале значения $\mathbf{s}$ восполняются до непрерывной на S функции (как правило, по кусочно-линейному базису), и затем эта функция сворачивается на вспомогательной мелкой сетке на S с фундаментальными решениями, соответствующими либо монопольному, либо дипольному источникам в (1). Эти фундаментальные решения

имеют вид (для простоты приведен случай $M_\infty = 0$):

$$G(x) = \frac{1}{4\pi} \frac{e^{-ikx}}{x} - \text{монополь},$$

$$G^{(l)}(x) = \frac{\partial}{\partial x_l} G(x) - \text{диполь}.$$

Для нахождения источника $\mathbf{s}$ в численном БФ используется условие минимизации отклонения акустического поля $\mathcal{T}_a \mathbf{s}$ от замеренных на микрофонах данных $\tilde{\mathbf{d}}$:

$$\|\tilde{\mathbf{d}} - \mathcal{T}_a \mathbf{s}\|_2^2 + \gamma \|\mathbf{s}\|_2^2 \rightarrow \min_s, \quad (2)$$

где второе слагаемое добавляется, если возникает необходимость регуляризации. Решение задачи (2) имеет вид

$$\mathbf{s} = (\mathcal{T}_a^* \mathcal{T}_a + \gamma I)^{-1} \mathcal{T}_a^* \tilde{\mathbf{d}} \quad (3)$$

При наличии достаточного числа микрофонов, $M \gg N$, число обусловленности матрицы $\mathcal{T}_a^* \mathcal{T}_a$, влияющее на точность нахождения $\mathbf{s}$ и на чувствительность к уровню шума в $\tilde{\mathbf{d}}$, зависит, в основном, от трех факторов: типа источника, расстояния микрофонов от источников, и шага сетки для аппроксимации функции источника. Для источника монопольного типа в [4] показано, что для расстояния H между параллельными плоскостями S и D и для квадратной сетки с шагом h , на которой задан $\mathbf{s}$, выполнение отношений в диапазонах $3 < H/\lambda < 30$ и $0.6 < h/\lambda < 1.5$, где $\lambda = (1 - M_\infty^2)c/f$, обеспечивает необходимую точность и устойчивость; регуляризация при этом не требуется, т.е., $\gamma = 0$. Примерно те же границы для этих отношений сохраняются и для источника дипольного типа [6] (после исключения неединственности из-за наличия ядра оператора поверхностной дивергенции в правой части (1), порождаемого нормальной составляющей ротора произвольной функции).

3. ТУРБУЛЕНТНОЕ ОБТЕКАНИЕ ПРЯМОГО МОДЕЛЬНОГО КРЫЛА САМОЛЕТА С ВЫПУЩЕННОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ

3.1. Постановка задачи и физический эксперимент

В качестве задачи, характерной для авиационной промышленности и важной с точки зрения необходимости идентификации создаваемого летательным аппаратом акустического источника, будем рассматривать задачу об исследовании шума от турбулентного обтекания прямого модельного крыла с выпущенной механизацией. Эта задача представляет собой известный тестовый случай для валидации численных алгоритмов и имеет в литературе название аэродинамического профиля 30P30N [3]. В работе [3] представлена полная физическая постановка задачи и приведены детальные результаты проведенных авторами экспериментальных исследований.

Приведем здесь лишь краткое описание задачи. Профиль исследуемого прямого крыла 30P30N (рис. 1) с выпущенной механизацией, что соответствует режиму посадки, состоит из предкрылка, крыла и закрылка. Длину хорды сложного крыла в режиме крейсерского полета обозначим L_{ch} . Углы отклонения предкрылка δ_s и закрылка δ_f равны 30° , а длины хорд предкрылка c_s и закрылка c_f равны $0.15L_{ch}$ и $0.3L_{ch}$ соответственно. Данная геометрическая конфигурация строго зафиксирована с точностью до абсолютных величин, которые в рассматриваемом эксперименте имеют следующие значения: $L_{ch} = 300$ мм, ширина крыла 1036 мм.

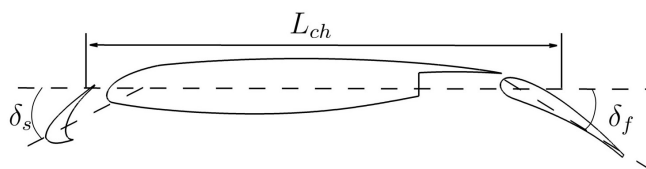


Рис 1. Конфигурация профиля 30P30N.

На прямое крыло, расположенное в аэродинамической трубе под углом атаки $\alpha_g = 19.5^\circ$, набегаёт поток воздуха со скоростью $U_\infty \approx 45$ м/с. Число Рейнольдса, рассчитанное по скорости U_∞ и хорде крыла L_{ch} , составляет $Re = 0.9 \cdot 10^6$, а число Маха набегающего потока $M_\infty \approx 0.15$. Интенсивность турбулентности потока аэродинамической трубы без фильтрации принимает значения ниже 0.5% и ниже 0.15% при применении высокочастотного пропускного фильтра.

В результате выполненных экспериментальных исследований, полный объем которых представлен в работе [3], было, в частности, обнаружено, что шум, генерируемый при обтекании крыла и измеренный в дальнем от крыла поле, является широкополосным и содержит несколько тональных компонент, соответствующим в безразмерном виде числам Струхала $St \approx 11, 15, 21, 27$.

3.2. Вычислительный эксперимент

Численное моделирование задачи 30P30N выполнялось многими авторами. Отдельно отметим статью [8], где собраны и проанализированы численные результаты, полученные разными группами исследователей. В качестве исходных данных для разработанного нами метода численного бимформинга для последующей идентификации акустического источника будем использовать результаты суперкомпьютерных расчетов, подробно описанные в статье [7].

Параметры потока в эксперименте [7] отличаются от приведенных в пар. 3.1 при описании физического эксперимента. Длина хорды крыла здесь составляет $L_{ch}^{CFD} = 457$ мм, скорость набегающего потока, соответствующая числу Маха $M_\infty^{CFD} = 0.17$,

равна $U_\infty^{CFD} = 58$ м/с, а число Рейнольдса, рассчитанное по скорости потока и хорде крыла, равно $Re^{CFD} = 1.7 \cdot 10^6$. При сравнении результатов вычислительного эксперимента по обтеканию крыла, расположенного под углом атаки $\alpha_{CFD} = 5.5^\circ$, и физического эксперимента в аэродинамической трубе (пар. 3.1), можно заметить высокий уровень сходства, что позволяет в дальнейшем сравнивать аэроакустические свойства рассматриваемого профиля по результатам вычислений и измерений.

Для проведения расчетов в [7] использовалась расчетная область для сегмента крыла длиной $(1/9)L_{ch}$ по размаху с периодическими граничными условиями на краях сегмента. Область заполнялась неструктурированной смешанно-элементной сеткой размерностью 34.9 млн узлов со слоями призматических элементов вблизи поверхности обтекаемого крыла. Моделирование проводилось с использованием гибридного RANS-LES подхода IDDES [9] и EBR схемы повышенной точности [10], реализованных в программном комплексе NOISEtte. Полученное в ходе вычислительного эксперимента мгновенное поле производной давления по времени показано на рис. 2, где отчетливо видны места расположения искомых акустических источников. Это зоны между предкрылком и крылом, крылом и закрылком, а также в районе задней кромки закрылка. При этом первый из этих источников, а именно, источник между предкрылком и крылом, является самым мощным.



Рис 2. Акустическое поле вблизи профиля 30P30N.

Акустическое излучение в дальнем поле моделировалось с помощью интегрального метода Фокса Уилльямса—Хокинса [11] на основе накопленных нестационарных данных на окружающей профиль поверхности. Эти же данные мы будем использовать при применении метода численного бимформинга для идентификации образующегося при обтекании акустического источника (см. параграф 4). Представленные в работе [7] результаты по ближнему и дальнему полю полностью соответствуют экспериментальным данным [12]. При этом в спектрах пульсаций давления, построенных для всех контрольных точек дальнего поля, явно просматриваются тональные компоненты при числах Струхала $St \approx 11, 16, 22, 27$, что говорит о хорошем согласовании результатов расчетов с экспериментальными измерениями.

4. ПРИМЕНЕНИЕ ЧИСЛЕННОГО БИМФОРМИНГА ДЛЯ ИДЕНТИФИКАЦИИ АКУСТИЧЕСКОГО ИСТОЧНИКА, СОЗДАВАЕМОГО ПРЯМЫМ МОДЕЛЬНЫМ КРЫЛОМ С ВЫПУЩЕННОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ

4.1. Общие замечания

В данной работе мы проводим численный бимформинг на частотах $St < 35$, что соответствует длинам волн $\lambda > 0.168L_{ch}$, превышающим поперечный размер $0.111L_{ch}$ сегмента крыла 30P30N, рассмотренного в работе [7] и результаты обтекания которого служат для генерации данных на микрофонах. Поэтому, хотя обтекание является трехмерным, указанное ограничение длин звуковых волн для анализа означает исключение из пространственного спектра по x_3 всех частот, кроме нулевой. Фактически постановка задачи бимформинга сводится к двумерному случаю прямого крыла бесконечного размаха. При этом функции монопольных источников и компонент дипольного момента зависят только от координат (x_1, x_2) , а компонента дипольного момента вдоль x_3 отсутствует. Таким образом, в алгоритме численного бимформинга мы здесь используем не поверхность, а ее проекцию на плоскость (x_1, x_2) , т.е., линию источников вдоль хорды; такой переход от трехмерной задачи бимформинга к двумерной обосновывается в [4]. Также и микрофоны расположены на линии: весь эллипс или его нижняя часть (рис. 3).

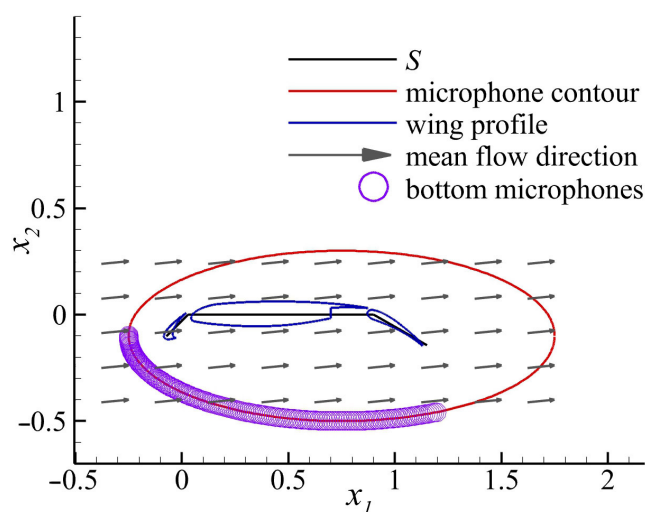


Рис 3. Геометрические конфигурации: область источника S , полный контур микрофонов, нижние микрофоны.

4.2. Описание геометрических конфигураций численного бимформинга.

Область источника мы представляем в виде ломаной линии S , которая состоит из трех звеньев, соответствующих трем элементам профиля (рис. 3). Это сделано для лучшего согласования но-

сителя источника с геометрией профиля. При этом для функции источника на S ставятся условия периодичности по x_3 в соответствии с граничными условиями задачи обтекания, параграф 3.2.

Для выбора области расположения микрофонов, т.е., точек, в которых записываются данные вычислительного эксперимента, мы используем некоторый эллиптический в плане цилиндр с осью x_3 , см. рис. 3. При этом в случае источника монопольного типа данные берутся от микрофонов, расположенных в нижней части поверхности цилиндра, поскольку нам необходимо идентифицировать источники звука, находящиеся именно под профилем (звук от источников над профилем, очевидно, не доходит до земли, т.к., экранируется крылом, и нам не интересен). В случае источника дипольного типа ситуация с микрофонами более сложная. Для достаточно высокой частоты звука она, по-видимому, похожа на монопольный случай, и микрофоны нужно также располагать снизу. Для более низких частот, рассматриваемых нами в этой статье, анализ вычислительных экспериментов, указывает на то, что микрофоны следует располагать снизу и сверху, т.е., на всей поверхности цилиндра.

В соответствии с результатами численных тестов для анализа устойчивости алгоритма мы рассматриваем здесь только те постановки задач численного бимформинга, которые продемонстрировали хорошую точность нахождения функции источника. Это задача для монополя в конфигурации “нижние микрофоны”, содержащей 179 микрофонов, и задача для вертикальной и горизонтальной компонент диполя в конфигурации “микрофоны по всему контуру” с 550 микрофонами.

4.3. Источник монопольного типа.

Для этой задачи используется конфигурация “нижние микрофоны” и рассматривается безразмерная частота $St = 26.7$, что приблизительно соответствует частоте 4000 Гц из эксперимента [3], для которой приведены сравнивающиеся результаты, а также одной из тональных компонент шума, генерируемого при обтекании исследуемого крыла, см. параграф 3. На рис. 4а изображено полученное численным бимформингом распределение функции источника, преобразованной в уровни звукового давления на референсном расстоянии $1/\sqrt{4\pi}$ м [13] от узлов сетки источника, вдоль хорды профиля. На рис. 4б представлено то же распределение функции источника, но на поверхности сегмента профиля (данный рисунок приводится для более удобного сравнения полученного результата с результатами из [3]). Видно, что, несмотря на большую относительную невязку $\delta = 0.78$, полученный в результате источник ожидаемо показывает

наибольшую интенсивность на предкрылке. При сравнении полученного решения с представленными в работе [3] результатами традиционного бимформинга, примененного к данным эксперимента (пар. 3.1), наблюдается хорошая согласованность между обоими решениями. Основной пик функции источника в этих решениях находится на предкрылке, при этом разница в пиковых интенсивностей составляет не более 4 дБ. Однако, имеется различие интенсивностей в области закрывка, где решение численного бимформинга имеет заметные дополнительные пики.

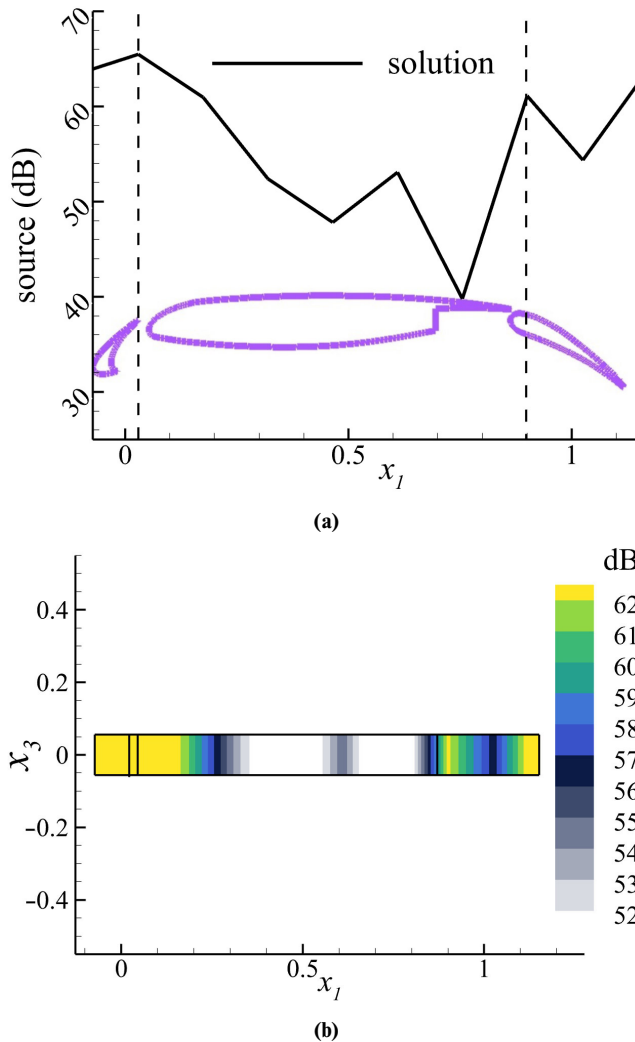


Рис 4. Функция монопольным источником, полученная численным бимформингом. Распределение вдоль хорды профиля (a) и на поверхности сегмента (b), преобразованное в уровни звукового давления.

4.4. Источник дипольного типа с вертикальной и горизонтальной компонентами момента.

Здесь отыскивается источник дипольного типа в конфигурации “микрофоны по всему контуру” для той же частоты $St = 26.7$. Полученная относительная невязка составляет $\delta = 0.62$, что может гово-

рить о более точной (по сравнению с монопольным представлением) аппроксимации реального источника вычисленным. Функция источника для вертикальной и горизонтальной компонент представлены на рис. 5a, а полученные векторы дипольного момента в условном масштабе изображены на рис. 5b.

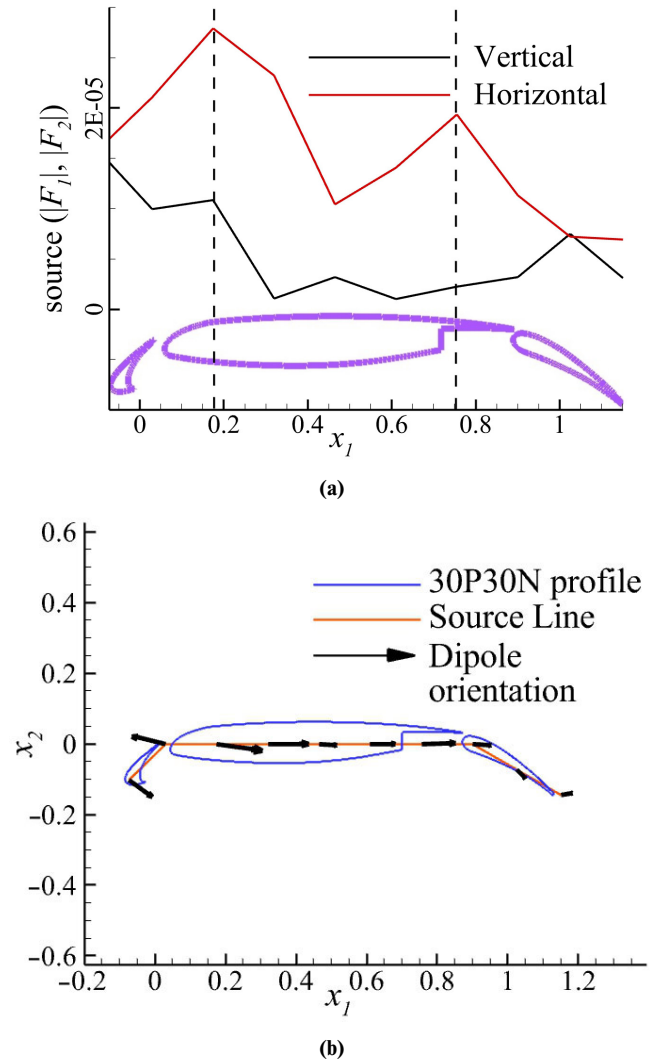


Рис 5. Полученные интенсивности вертикальной и горизонтальной компонент (a) и векторы дипольного момента (b).

4.5. Анализ пространственного акустического поля для найденного источника дипольного типа.

Задача для вертикальной и горизонтальной компонент диполя в конфигурации “микрофоны по всему контуру” была решена также для частоты $St = 15$, которая также соответствует одной из тональных компонент шума, и затем по найденному источнику было посчитано акустическое поле в прямоугольнике $[-2, 2] \times [-2, 2]$ на равномерной сетке 150×150 (с применением алгоритмов из [5]). Полученное поле давления (рис. 6) оказалось каче-

ственно похожим на результат, приведенный в [14] (рис. 19а, слева). В [14] поле вычислялось с помощью преобразования Фурье, примененного к результатам CFD моделирования с теми же параметрами потока, что и в вычислительном эксперименте, к данным которого нами применяется численный бимформинг, параграф 3.2.

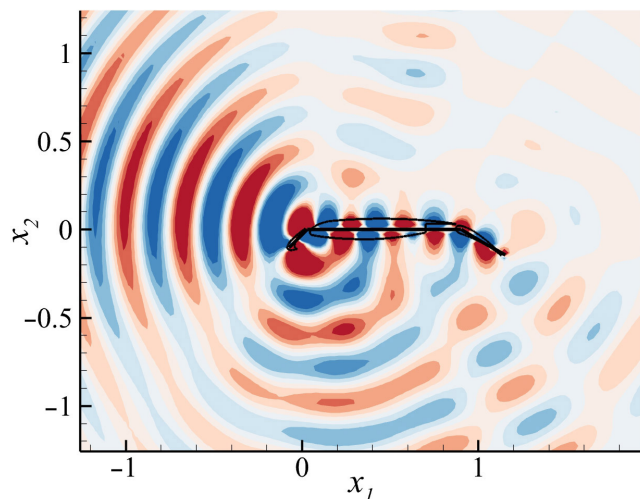


Рис 6. Акустическое поле давления, вычисленное по найденному источнику дипольного типа, $St = 15$.

Отметим наличие на рис. 6 дипольной дорожки контура профиля. Это, очевидно, следствие того, что задача бимформинга формулируется в свободном пространстве, без присутствия профиля, заменяя последний на поверхность источников.

Наблюдаемое хорошее сходство полей акустического давления на рис. 6, и результатом, приведенном в [14], может служить подтверждением практической применимости предложенной нами задачи численного бимформинга для вертикальной и горизонтальной компонент диполя в конфигурации “микрофоны по всему контуру”.

5. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье дается формулировка метода численного бимформинга в его общей математической постановке, подразумевающей возможность рассмотрения источников разных типов — монопольного, дипольного и смешанного монопольно-дипольного. Работоспособность нового метода демонстрируется на задаче об идентификации распределенного акустического источника, формирующегося при взаимодействии набегающего воздушного потока с модельным прямым крылом самолета с выпущенной механизацией, соответствующей режиму посадки.

Полученные результаты свидетельствуют о серьезном потенциале численного бимформинга как метода анализа данных суперкомпьютерного моделирования сложных турбулентных течений вблизи

летательных аппаратов и их элементов с целью локализации возникающих акустических источников и определения их амплитудно-частотных свойств. Это достигается за счет применения в разрабатываемом авторами алгоритме численного бимформинга произвольного количества движущихся вместе с обтекаемым объектом произвольно расположенных виртуальных микрофонов, а также за счет возможности рассмотрения коррелированных распределенных источников. Предложенные способы дискретизации рассмотренных вариантов отыскиваемой функции источника обеспечивают единственность и численную устойчивость решений возникающих обратных задач. Остающийся произвол в конкретном выборе между монопольным, дипольным и смешанным представлением источника определяется особенностями конкретной прикладной задачи, целями исследования и наличием дополнительной априорной информации.

Успешное применение метода численного бимформинга для идентификации акустического источника на крыле самолета с выпущенной механизацией говорит о том, что этот метод может быть использован при решении промышленных задач аэроакустики, связанных с созданием летательных аппаратов с улучшенными акустическими свойствами.

БЛАГОДАРНОСТИ

Вычисления проводились на оборудовании Суперкомпьютерного Центра коллективного пользования ИПМ им. М. В. Келдыша РАН.

ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ

Работа выполнена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня “Сверхзвук” на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашение от 25.04.2022 № 075-15-2022-330).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Sijtsma P.* Acoustic beamforming for the ranking of aircraft noise // *Accurate and efficient aeroacoustic prediction approaches for airframe noise*, VKI Lecture Series 2013-03, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Rhode-Saint-Genese, BE, edited by C. Schram, R. Dénos, and E. Lecomte, 2013.
2. *Зайцев М. Ю., Конев В. Ф., Величко С. А., Беляев И. В.* Локализация и ранжирование источников шума самолета в летных испытаниях и сравнение с акустическими измерениями крупномасштабной модели крыла // *Акустический журнал*. 2023. Т. 69. № 2. С. 165–176. <https://doi.org/10.31857/S0320791922600561>
3. *Sanders M., Santana L., Venner C.* The Sweep Angle Effect on Slat Noise Characteristics of the

- 30P30N High-Lift Model in an Open-Jet Wind Tunnel // AIAA 2020-2557. AIAA AVIATION 2020 FORUM. June 2020.
<https://doi.org/10.2514/6.2020-2557>
4. Kozubskaya T. K., Plaksin G. M., Sofronov I. L. Statement of the beamforming problem and a method of its solution for the localization of an acoustic source based on computational experiment data // Comput. Math. Math. Phys. 2021. V. 61. № 11. P. 1864–1885.
<https://doi.org/10.1134/S0965542521110129>
 5. Karakulev A., Kozubskaya T., Plaksin G., Sofronov I. Ffowcs Williams–Hawkings analogy for near-field acoustic sources analysis // Int. J. Aeroacoustics. 2022. V. 21. P. 457–475.
<https://doi.org/10.1177/1475472X221107367>
 6. Kozubskaya T. K., Plaksin G. M., Sofronov I. L. On Numerical Beamforming for Correlated Dipole-Type Sources, Comput. Math. Math. Phys. 2023. V. 63. № 11. P. 2162–2175.
<https://doi.org/10.1134/S0965542523110131>
 7. Горобец А. В., Дубень А. П., Козубская Т. К., Родионов П. В. Подходы к численному моделированию акустического поля, создаваемого крылом самолета с механизацией на режиме посадки // Матем. моделирование. 2022. Т. 34. № 7. С. 24–48.
<https://doi.org/10.20948/mm-2022-07-02>
 8. Choudhari M., Lockard D. Assessment of slat noise predictions for 30P30N high-lift configuration from BANC-III workshop // AIAA 2015-2844, 2015.
<https://doi.org/10.2514/6.2015-2844>
 9. Shur M. L., Spalart P. R., Sirelets M. K., Travin A. K. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities // Int. J. Heat Fluid Flow. 2008. V. 29. № 6. P. 1638–1649.
<https://doi.org/10.1016/J.IJHEATFLUIDFLOW.2008.07.001>
 10. 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/fld.4187>
 11. Ffowcs Williams J. E., Hawkings D. L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion // Philos. Trans. R. Soc. London. Ser. A, Math. Phys. Sci. 1969. V. 264. № 1151. P. 321–342.
<https://doi.org/10.1098/rsta.1969.0031>
 12. Pascioni K. A., Cattafesta L. N. An aeroacoustic study of a leading-edge slat: Beamforming and far field estimation using near field quantities // J. Sound Vib. 2018. V. 429. P. 224–244.
<https://doi.org/10.1016/J.JSV.2018.05.029>
 13. Liu Y., Quayle A. R., Dowling A. P., Sijtsma P. Beamforming correction for dipole measurement using two-dimensional microphone arrays // J. Acoust. Soc. Am. 2008. V. 124. № 1. P. 182–191.
<http://dx.doi.org/10.1121/1.2931950>
 14. Housman J., Stich G.-D., Kocheemoolayil J., Kiris C. Predictions of Slat Noise from the 30P30N at High Angles of Attack using Zonal Hybrid RANS-LES // AIAA 2019-2438. 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. May 2019.

ON NUMERICAL BEAMFORMING FOR ACOUSTIC SOURCE IDENTIFICATION BASING ON SUPERCOMPUTER SIMULATION DATA

G. M. Plaksin^a, T. K. Kozubskaya^a, I. L. Sofronov^b

^aKeldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

^bMoscow Institute of Physics and Technology (National Research University), Dolgoprudny, Russia

Presented by Academician of the RAS B. N. Chetverushkin

The paper is devoted to the method of numerical beamforming for processing spatio-temporal data obtained from supercomputer simulation of aeroacoustics problems, in order to localize a distributed acoustic source formed by interaction of turbulent flow and an aircraft or its elements in flight mode, and to determine its amplitude-frequency characteristics. Mathematically, the proposed method is based on solving the inverse problem of restoring the right-hand side in the Helmholtz equation for sources of monopole and dipole types. Compared to an analogue intended for the analysis of experimental measurements, the new method has significant advantages and allows generalization to the case of correlated sources. In the paper, the capabilities of the method are demonstrated by solving the problem of identifying an acoustic source that is generated by an upswept aircraft wing with deployed high-lift devices in landing mode.

Keywords: computational experiment, computational beamforming, correlated source, dipole, monopole, inverse problem, aircraft wing, aeroacoustics.