

УДК 629.735.45

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-2-62-74

## **АЛГОРИТМ ДЕФОРМАЦИИ СЕТКИ ДЛЯ УЧЕТА ЦИКЛИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ И МАХОВЫХ ДВИЖЕНИЙ ЛОПАСТЕЙ В ЗАДАЧЕ ОБТЕКАНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА**

**В.А. ВЕРШКОВ<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup>Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,  
г. Жуковский, Россия*

В данной работе представлен разработанный алгоритм деформации расчетной сетки для решения задач моделирования процесса обтекания несущего винта вертолета на режимах висения и косоугольного обтекания при учете маховых, качательных движений и циклического изменения угла установки лопасти. В общем случае данный алгоритм может быть применен для моделирования аэродинамики твердых недеформируемых тел, отклоняющихся от своего начального положения на углы до 90 градусов в вертикальной и горизонтальной плоскостях относительно точки начала координат, а также совершающих вращательное движение на угол до 90 градусов вокруг оси, проходящей через центр координат и центр масс тела. В первой части представлен краткий обзор существующих методов деформации расчетной сетки для решения различных задач численного моделирования. К ним относятся методы перестроения сетки, подвижные сетки, сетки типа «Химера». Во второй части описаны алгоритмы выделения подобластей для деформации сетки и поиска конечной координаты узлов расчетной сетки при наличии заранее заданного закона управления лопастями. Приведены уравнения, описывающие форму зон деформации расчетной сетки, показано, какие переменные влияют на их размеры. В третьей части представлены результаты методических расчетов, подтверждающие работоспособность и ограничения при выборе зон деформации сетки. Также показано влияние размеров и формы зон деформации расчетной сетки на качество сеточных элементов. Данная работа носит методический характер и является предварительным этапом при проведении численного моделирования обтекания несущего винта вертолета с учетом автоматической балансировки винта и махового движения лопастей.

**Ключевые слова:** несущий винт вертолета, деформация сетки, балансировка лопастей, маховые движения лопастей, циклическое управление.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Аэродинамика вертолета является одной из самых трудных комплексных задач. Для правильного моделирования летательного аппарата (ЛА) в целом необходимо учитывать все его составные части: несущий винт (НВ), фюзеляж, рулевой винт (РВ) и их интерференцию, то есть взаимное влияние каждой части на поле течения вокруг остальных компонент.

В связи с постоянно ужесточающимися требованиями эксплуатации вертолетов по уровню безопасности пассажиров, экономической эффективности и уровню шума, а также постоянно повышающейся скоростью крейсерского полета вертолетов, необходимо более детальное изучение особенностей обтекания всех элементов ЛА с целью получения и прогнозирования результатов с более высокой точностью. Предварительное численное моделирование аэродинамических и акустических характеристик позволяет значительно сократить количество вариантов моделей новых лопастей НВ, которые необходимо изготовить.

При обтекании жесткой и неподвижной относительно системы координат, связанной с втулкой НВ, лопасти в концевых сечениях наступающей лопасти наблюдается увеличение разности давления на верхней и нижней поверхностях профиля по сравнению с реальным значением, что приводит к завышению подъемной силы, создаваемой концевым сечением лопасти. На отступающей лопасти, соответственно, происходит занижение ее несущей способности. Для компенсации этого явления, как известно, на втулке НВ устанавливается горизонтальный

шарнир, который позволяет устранить опрокидывающий момент за счет махового движения лопастей. Учет данного движения лопастей НВ также позволяет, в частности, правильно подобрать законы управления для балансировки НВ.

## 1. ОБЗОР МЕТОДОВ ДЕФОРМАЦИИ РАСЧЕТНОЙ ОБЛАСТИ

Задачи моделирования процесса обтекания жестко закрепленного НВ на режиме висения или косо обтекания могут быть решены без перестроения сеток только путем вращения расчетной области вокруг своей оси. Однако для проведения расчетов, в которых каждая лопасть имеет три степени свободы и перемещается по индивидуальному закону, требуется использовать тот или иной метод деформации/перестроения расчетной сетки: подвижные сетки, сетки типа «Химера» или методы погруженных границ, которые среди прочего позволяют объемным сеткам двигать поверхностные грани. В общем случае методы деформации сетки могут иметь дело только с движениями с небольшой амплитудой в том случае, когда после деформационного процесса необходимо сохранить сетку хорошего качества. Тот факт, что никакие узлы не могут появляться или исчезать из-за фиксированной связи между ячейками на двух последовательных временных слоях, приводит к искаженным ячейкам с высоким уровнем анизотропии и их кривизны в случае движения большого тела или большой амплитуды перемещения. В таких случаях повторная привязка, т. е. создание совершенно новой сетки на базе существующей геометрии на текущем временном слое, была бы подходящим решением проблемы сеток низкого качества. Однако она подразумевает использование метода интерполяции для переноса переменных среды со старой сетки на новую и, следовательно, требует большого количества вычислительных ресурсов.

Одним из простейших и наиболее широко используемых методов является движение сетки, посредством чего узлы сетки движутся вследствие перемещения границ расчетной области. Простота данного метода приводит к низкой вычислительной стоимости и к сохранению списка узловых соединений в течение каждого шага по времени, т. е. существует однозначное сопоставление между ячейками двух последовательных временных слоев, что позволяет напрямую использовать последнее вычисленное решение без необходимости интерполяции. Интересно посмотреть на анализ и формулировку методов надежного движения сетки, реализованных Mavriplis и др. [1–3]. «Пружинная» аналогия [4–7] сравнивает сетку с системой растягивающих и/или торсионных пружин, при которой смещение границы приводит к смещению внутренних узлов так, чтобы система оставалась в равновесии. Хотя простого использования растягивающих пружин обычно достаточно, добавление торсионных пружин желательно для минимизации шансов получения искаженных сеток, но это происходит за счет больших вычислительных затрат. Трансфинитная интерполяция основывается на определении билинейно смешанного интерполянта, который отображает границы домена при нечетном числе точек [8], т. е. кривой в двумерном пространстве или поверхности в трехмерном. Она эффективна, требует небольшой вычислительной мощности и хорошо работает со структурированными сетками при условии, что границы не сильно искажены [8]. Радиальные базисные функции (РБФ) [9, 10] весьма универсальны и хорошо справляются с взаимодействием жидкой структуры и относительно большими проблемами движения сетки [11, 12].

Их значение зависит только от расстояния до контрольных точек и используется для определения интерполяционной функции аналогично тому, как производные функции Тейлора используют функцию в точке для приближения функции в соседней. Методы движения в сетке, которые используют РБФ, эффективны и недороги, поскольку матрица связи вычисляется только один раз, без дальнейших модификаций, необходимых после этого, а все остальные операции являются простыми матричными умножениями. Оптимальный выбор опорных точек или центров может быть эффективно получен с помощью каскадного метода [13–15], который зна-

чительно повышает эффективность за счет нахождения избыточных центров. Наконец, сглаживание Лапласа пытается зафиксировать сетку и восстановить исходное качество сетки путем решения уравнения Лапласа, записанного в конечно-разностной форме, в том случае когда большие смещения граничных узлов влияют на качество соседних ячеек. Улучшенная и более дорогая версия метода, называемая умным сглаживанием Лапласа [16], может препятствовать инверсии ячеек, проверяя, ухудшает ли новое местоположение узла качество сетки.

Когда рассматривается сложное вращательное движение или имеются большие относительные перемещения [17], применение сеток, построенных методом типа «Химера» (HIMERA), или сеток с перекрытием, становится более разумной альтернативой методам движения сетки благодаря использованию отдельных блоков сетки, построенных вокруг тела в целом и для каждой движущейся части в отдельности. Помимо этого, строится фоновая объемная сетка, в которой пересекаются подвижные блоки, что позволяет найти интерфейсы между блоками на каждом временном слое. Это дает возможность разделить область среды на несколько подобластей и дискретизировать их независимо, эффективно трансформируя очень сложную задачу генерации сетки на несколько более простых и более мелких. Кроме того, вокруг каждой движущейся части могут быть построены простые, но высококачественные структурированные сетки [18, 19]. Граничные движения очень упрощены, и требуется только поворот и/или перенос существующих сеток, прежде чем процесс пересечения произойдет снова, что позволяет экономить вычислительные усилия. Из-за своего блочного характера сетки типа «Химера» подходят для параллельных вычислений [20] и представляют собой разумную альтернативу, когда должен быть реализован механизм адаптивного уточнения решения [18]. Несмотря на все вышесказанное, алгоритмы интерполяции, необходимые на границах двух перекрывающихся сеток, обычно являются дорогостоящими и сложными [19] и могут вводить численные ошибки, если не принять особого значения для их минимизации.

Они все еще не могут иметь дело с произвольными движениями, такими как аэроупругие колебания [20], где дополнительно требуется техника деформации сетки, или с ситуациями, связанными с топологическими изменениями при появлении или исчезании ячеек, которые завысят от интерполяции решения.

В отличие от сеток типа «Химера», сетки со скользящими границами основаны на сетках, границы которых соединяются без каких-либо перекрытий и скользят друг мимо друга, когда существует относительное движение. Для корректного обмена потоковыми переменными между сторонами интерфейса используется метод интерполяции [21, 22]. Метод исследования взаимодействия ротора с фюзеляжем вертолета предложен Стейджила и др. [22]. Доказана его точность и эффективность при условии, что размер ячейки не слишком велик, но плохо работает при параллельных вычислениях. Кроме того, важны ограничения в отношении допустимого шага по времени. Рамси [21] показал, что малый шаг по времени имеет решающее значение для построения интерполяционной схемы, которая имеет дело с распространением акустических волн через скользящие плоскости. Аналогично работа Фенвика и др. [23] приводит к выводу, что в течение большого шага по времени интерфейсы должны скользить друг по другу не более чем на размер одной ячейки, если необходимо зафиксировать правильное нестационарное поведение газа.

## 2. АЛГОРИТМ ДЕФОРМАЦИИ РАСЧЕТНОЙ ОБЛАСТИ

В данной работе стоит задача поиска координат каждого узла расчетной сетки на каждом временном слое так, чтобы смоделировать в общем случае произвольное движение лопасти относительно шарниров, на которых она закреплена. Для этого на первом этапе выделяются области расчетной сетки, внутри которых будет происходить деформация сетки. В случае маховых движений лопастей линейные перемещения узлов растут при удалении от оси вращения, по-

этому во избежание большой деформации сетки подобласть деформации должна быть ограничена по размаху и быть не намного длиннее радиуса винта.

Деформируемая подобласть представляет собой два вложенных концентрических цилиндра, в общем случае усеченных конуса с основаниями у комлевой и концевой частей лопасти. Схематичное представление цилиндров изображено на рис. 1.

Каждому узлу сетки присваивается значение весовой функции, которая отвечает за амплитуду деформации узла и входит в уравнение деформации в виде коэффициента. Цилиндры разделяют всю расчетную область на три зоны. Внутри вложенного цилиндра узлы перемещаются как единое целое, сохраняя геометрию лопасти и пограничного слоя,  $f=1$ . Снаружи внешнего цилиндра сетка неподвижна, весовая функция равна  $f=0$ . В зоне между цилиндрами весовая функция имеет линейное распределение по радиусу цилиндра от 1 на границе внутреннего до 0 на границе внешнего цилиндра. Данное распределение обеспечивает монотонность смещений узлов и исключает возможность «перехлеста» узлов в области. Доказательство данного утверждения очевидно, если рассмотреть одномерный случай смещения узлов вдоль единичного отрезка. Из него следует первое ограничение на размеры цилиндров: размер деформируемой области обязан быть не меньше максимального смещения узла. В задаче моделирования маховых движений лопастей это означает, что при максимальном взмахе лопасти границы внутреннего цилиндра не должны касаться границ неподвижного внешнего цилиндра. Данный факт накладывает ограничения на выбор управляющих коэффициентов в функциях, отвечающих за радиусы цилиндров, о которых будет сказано далее.

Расчет функции  $f$  происходит в несколько этапов. Сперва рассчитывается значение функции вдоль размаха лопасти по формуле

$$f_x(x) = \text{Min} \left[ 1, \text{Max} \left[ 0, \text{Min} \left[ \frac{x}{dx}, \frac{dx + L_{лон} - x}{dx} \right] \right] \right],$$

где  $x$  – текущая координата узла,  $dx$  – расстояние от горизонтального шарнира до начала модели лопасти,  $L_{лон}$  – радиус НВ. Стоит отметить, что здесь и далее считается, что горизонтальный шарнир располагается на оси вращения НВ. Графическое представление данной функции показано на рис. 2.

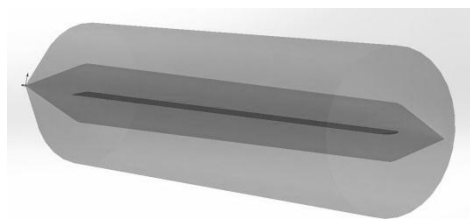


Рис. 1. Зоны деформации сетки около лопасти  
Fig. 1. Grid deformation zones around the blade

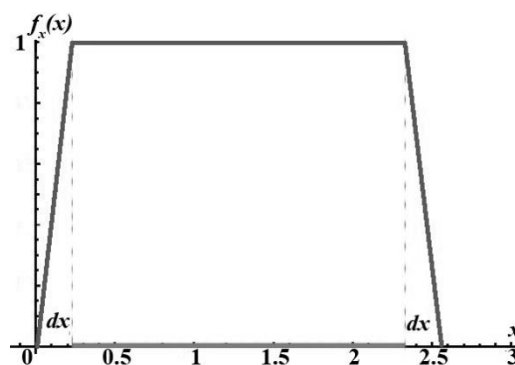


Рис. 2. Функция  $f_x(x)$   
Fig. 2. Function  $f_x(x)$

Затем производится расчет функции, описывающей боковую стенку внутреннего цилиндра  $R_{1z}(x)$ , по формуле

$$R_{1z}(x) = \text{Max} \left[ 0, \text{Min} \left[ \frac{x \cdot a_0 \cdot \text{chord}}{dx}, \frac{(x - dx) \cdot (a - a_0) \cdot \text{chord}}{L_{лон} - dx} + a_0 \cdot \text{chord}, a \cdot \text{chord} - \frac{(x - L_{лон}) \cdot a \cdot \text{chord}}{dx} \right] \right],$$

где  $a_0$  и  $a$  – управляющие коэффициенты, отвечающие за то, во сколько раз радиус внутреннего цилиндра в комле и конце лопасти соответственно больше хорды лопасти,  $chord$  – хорда лопасти.

Для расчета функции, описывающей боковую стенку внешнего цилиндра  $R_{2z}(x)$ , вводятся две величины  $R_{2z0}(x)$  и  $R_{2z1}(x)$ . Они проверяют выполнение условия, что при заданных параметрах  $b$  и  $b_1$ , отвечающих за то, во сколько раз радиус внешнего цилиндра в комле и конце лопасти соответственно больше хорды лопасти, границы цилиндров не совпадают и области, построенные вокруг  $n_{лон}$  лопастей, из которых состоит НВ, не пересекутся. Данные функции записываются следующим образом:

$$R_{2z0}(x) = \text{Max} \left[ a_0 \cdot chord, \text{Min} \left[ b \cdot chord, (dx + \Delta x) \cdot \tan\left(\frac{\pi}{n_{лон}}\right) \right] \right],$$

$$R_{2z1}(x) = \text{Max} \left[ a \cdot chord, \text{Min} \left[ b_1 \cdot chord, L_{лон} \cdot \tan\left(\frac{\pi}{n_{лон}}\right) \right] \right].$$

После вычисления данных коэффициентов можно записать функцию  $R_{2z}(x)$ :

$$R_{2z}(x) = \text{Max} \left[ 0, \text{Min} \left[ \frac{x \cdot R_{2z0} - (x-dx) \cdot (R_{2z1} - R_{2z0})}{dx}, \frac{(x-dx) \cdot (R_{2z1} - R_{2z0})}{L_{лон} - dx} + R_{2z0}, R_{2z1} - \frac{(x-L_{лон}) \cdot R_{2z1}}{dx} \right] \right].$$

Графическое представление функций  $R_{1z}(x)$  и  $R_{2z}(x)$  с наглядным описанием выбранных параметров и переменных представлено на рис. 3.

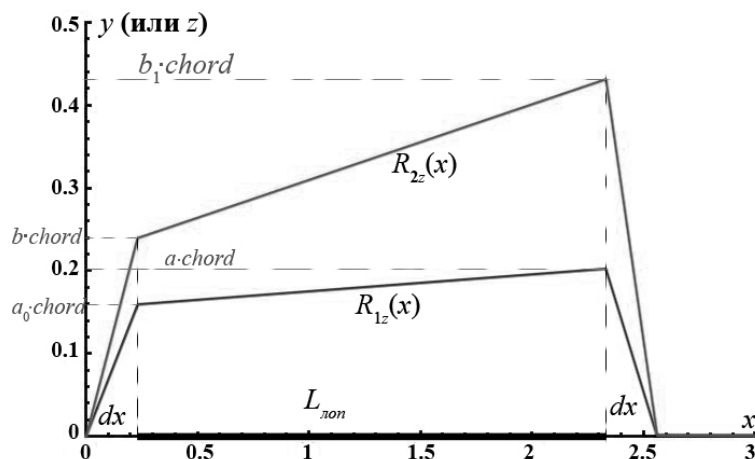


Рис. 3. Функции  $R_{1z}(x)$  и  $R_{2z}(x)$   
Fig. 3. Functions  $R_{1z}(x)$  and  $R_{2z}(x)$

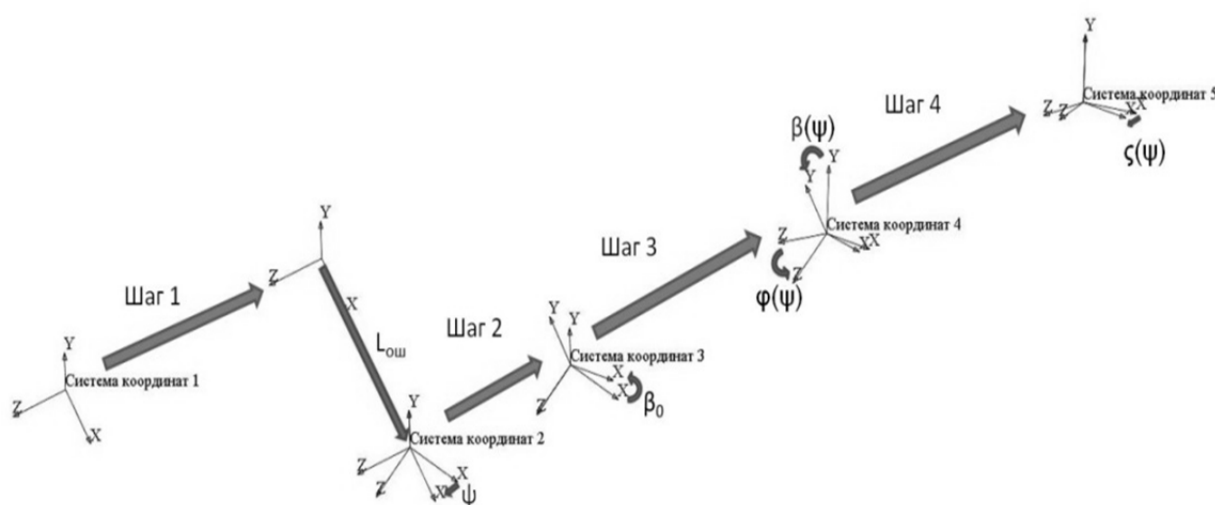
Функция, создающая линейное распределение  $f$  в сечении лопасти, зависит от относительного радиуса сечения и удаления точки от оси, проходящей вдоль размаха лопасти в данном сечении:

$$f_{rad}(x, y, z) = \text{Max} \left[ 0, \text{Min} \left[ 1, \frac{R_{2z}(x) - \sqrt{(c \cdot y)^2 + z^2}}{R_{2z}(x) - R_{1z}(x)} \right] \right].$$

Таким образом, итоговая функция, присваивающая всем узлам расчетной сетки необходимые значения, описанные выше, является произведением продольной и радиальной компонент:

$$f(x, y, z) = f_{rad}(x, y, z) \cdot f_x(x).$$

После присвоения значения весовой функции каждому узлу выполняется поиск новой координаты узла при данном азимутальном положении лопасти. Эта процедура включает в себя последовательный перевод исходной координаты в глобальной системе координат (СК) в общем случае в пять различных СК, которые отвечают за переход в СК, связанную с лопастью, СК с учетом начального угла установки и угла конусности лопасти, СК для учета изменения общего шага винта, угла взмаха и угла упреждения лопасти в плоскости вращения (см. рис. 4).



**Рис. 4.** Схематичное представление процедуры последовательного перевода координаты точки в различные системы координат

**Fig. 4.** The schematic representation of the procedure for consistent transfer of the point coordinates into different coordinate systems

Результатом работы данного алгоритма является новая координата точки в связанной с лопастью системе координат с учетом всех отклонений относительно первоначального положения.

Несомненным преимуществом данного алгоритма является скорость его работы. За счет того, что области деформации сетки ограничены, в них попадает небольшое по сравнению с общим числом ячеек количество узлов сетки, что значительно ускоряет процесс записи новых координат по сравнению с тем, если бы двигались все узлы. На рис. 5 представлено распределение абсолютного значения смещения узлов на конкретном шаге относительно его первоначального положения в недеформированной сетке.

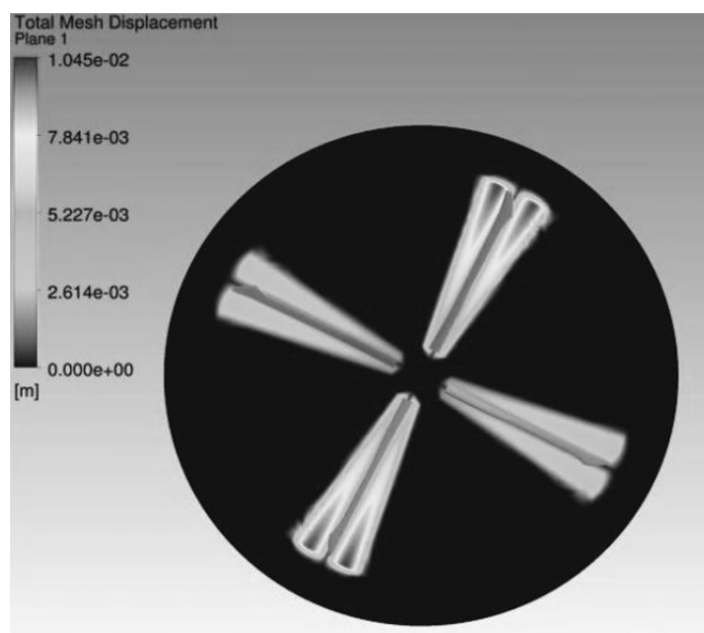


Рис. 5. Распределение абсолютного значения смещения узлов расчетной сетки  
Fig. 5. The total mesh displacement distribution

### 3. РЕЗУЛЬТАТЫ МЕТОДИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ

Для проведения методических расчетов была написана программа на C++, которая считывает CGNS файл с сеткой и моделирует движение лопастей по заданным законам. Программа итерационно пересчитывает координаты узлов, моделируя движение лопасти за оборот с шагом в один градус и проверяет качество полученной сетки. Параметрами качества являются значение минимального угла в сеточном элементе, максимальное отношение сторон внутри элемента и между ребрами соседних элементов, опирающихся на один узел, минимальное значение объема элемента. Результатом работы программы является набор CGNS файлов, содержащих сетки для каждой итерации и файл с результатами расчета параметров для каждой сетки.

В качестве базовой сетки была выбрана декартова сетка, содержащая  $20 \times 20 \times 20$  узлов (рис. 6). Внутри куба моделировались маховые движения одной лопасти (рис. 7, 8) и циклически изменялся угол установки лопасти (рис. 9). На представленных ниже рисунках оттенком цвета показано распределение функции  $f$  в ячейках от темно-серого ( $f = 0$ ) до белого, где  $f \rightarrow 1$ . Сама поверхность лопасти, где  $f = 1$ , выделена черным для контраста.

Был проведен ряд расчетов для определения влияния качества расчетной сетки с заранее выбранной областью деформации, одинаковой для всех расчетов, от амплитуды движения сетки в каждой плоскости.

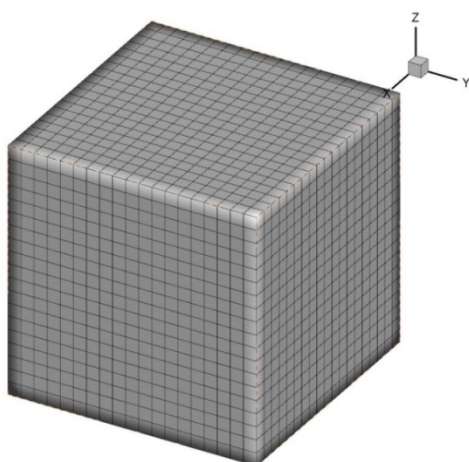


Рис. 6. Расчетная сетка  
Fig. 6. Numerical grid

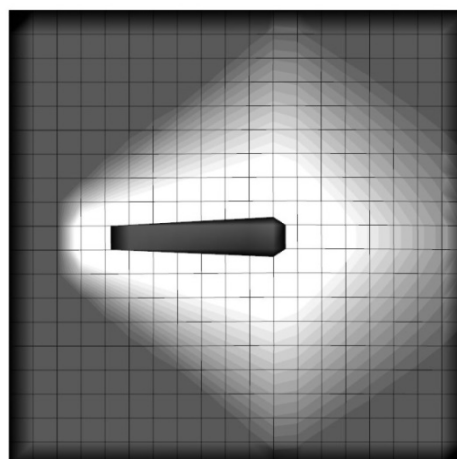


Рис. 7. Начальное положение лопасти при моделировании маховых движений лопасти  
Fig. 7. Blade flapping modeling. Blade initial position

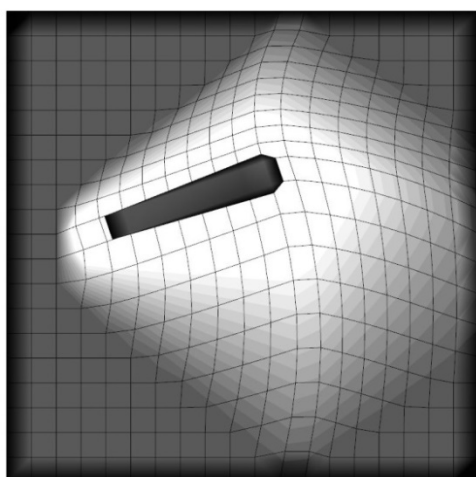


Рис. 8. Крайнее положение лопасти при моделировании маховых движений лопасти  
Fig. 8. Blade flapping modeling. Blade extreme position

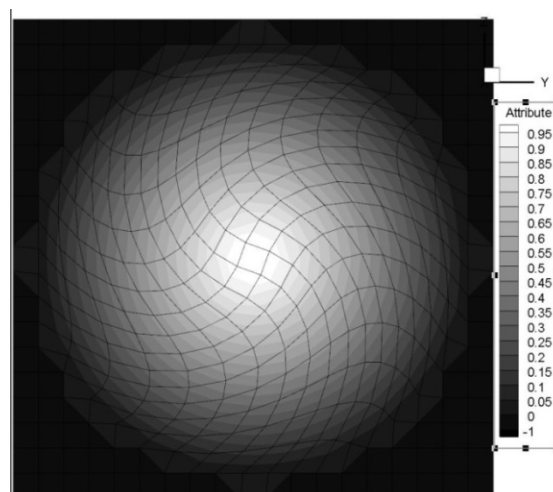


Рис. 9. Моделирование циклического изменения угла установки лопасти  
Fig. 9. Blade cyclic pitching modeling

В каждом из расчетов сперва варьировалась амплитуда синусной и косинусной компоненты по отдельности, а затем одновременно. На представленных ниже графиках показаны значения минимального угла в сеточном элементе в зависимости от угла установки лопасти (рис. 10), угла взмаха (рис. 11) и угла качания (рис. 12). Нулевые значения минимальных углов соответствуют расчетам, когда на одном из шагов в сетке появляются отрицательные объемы и расчет разваливается.

На представленных ниже графиках видно, что при варьировании компонент законов управления по отдельности минимальные значения углов полностью совпадают, в то время как при изменении одновременно синусной и косинусной компонент качество сетки ухудшается и может привести к перекручиванию узлов из-за пересечения внутренней и внешней областей.

На рис. 13 представлен график зависимости минимального угла сеточного элемента от размеров внутреннего и внешнего цилиндров. По оси X отложено значение управляющего коэффициента  $b_1$ . На графике видно, что при увеличении размеров зон качество сетки достигает определенного значения и больше не улучшается.



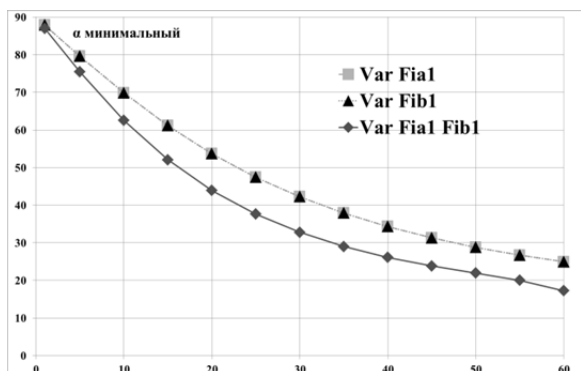


Рис. 10. График зависимости минимального угла сеточного элемента от угла установки лопасти  
Fig. 10. Dependence of grid element minimal angle from the pitching angle chart

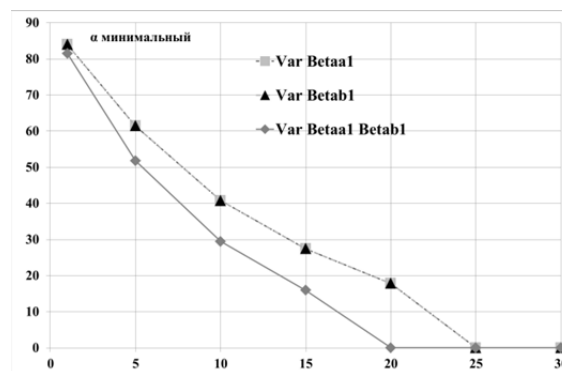


Рис. 11. График зависимости минимального угла сеточного элемента от угла взмаха  
Fig. 11. Dependence of grid element minimal angle from the flapping angle chart

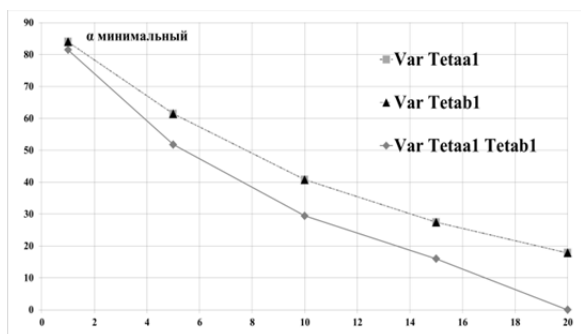


Рис. 12. График зависимости минимального угла сеточного элемента от угла качания  
Fig. 12. Dependence of grid element minimal angle from the lead-lag angle chart

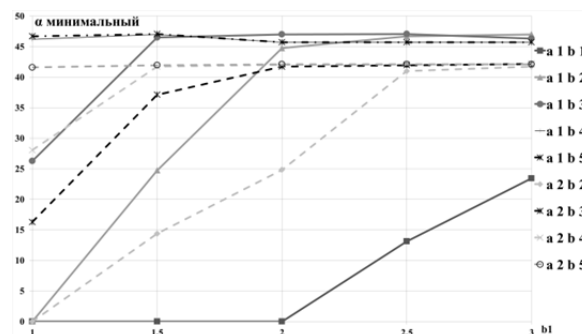


Рис. 13. График зависимости минимального угла сеточного элемента от размеров подобластей деформации  
Fig. 13. Dependence of grid element minimal angle from the deformation grid subdomain sizes chart

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Был разработан и запрограммирован алгоритм деформации сетки для моделирования циклического изменения углов установки лопастей, махового и качательного движения лопастей. Проведенные методические расчеты доказывают работоспособность предложенного алгоритма в диапазоне углов, на которые отклоняется лопасть несущего винта от своей оси. Представленные ограничения на размер внешнего цилиндра будут учтены при написании алгоритма автоматического определения размеров подобластей деформации сетки в зависимости от максимальных углов отклонения лопасти при моделировании процесса обтекания несущего винта вертолета на режиме горизонтального полета.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Jothiprasad G., Mavriplis D.J., Caughey D.A. Higher-order time integration schemes for the unsteady Navier-Stokes equations on unstructured meshes // Journal of Computational Physics. 2003. Vol. 191, Iss. 2. Nov. Pp. 542–566.

2. **Yang Zhi, Mavriplis D.J.** Higher-order time integration schemes for aeroelastic applications on unstructured meshes // *AIAA Journal*. 2007. Vol. 45, № 1. Jan. Pp. 138–150.
3. **Mavriplis D.J.** Mesh generation and adaptivity for complex geometries and flows // *Handbook of Computational Fluid Mechanics* / R. Peyret. Elsevier Science & Technology Books, 1996. Pp. 417–459.
4. **Batina J.T.** Unsteady Euler airfoil solutions using unstructured dynamic meshes // *AIAA Journal*. 1990. Vol. 28, № 8. Aug. Pp. 1381–1388.
5. **Cizmas P., Gargoloff J.I.** Mesh generation and deformation algorithm for aeroelastic simulations // *Journal of Aircraft*. 2008. Vol. 45, № 3. May. Pp. 1062–1066.
6. **Duvigneau R., Visonneau M.** Shape optimization of incompressible and turbulent flows using the simplex method // 15<sup>th</sup> AIAA Computational Fluid Dynamics Conference. Number AIAA 2001-2533. Reston, Virginia. 11–14 June 2001 / American Institute of Aeronautics & Astronautics.
7. **Farhat C.** An improved method of spring analogy for dynamic unstructured fluid meshes / C. Degand, B. Koobus, M. Lesoinne // 39<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, AIAA 1998-2070. 20–23 Apr. 1998.
8. **Gordon W.J., Thiel L.C.** Transfinite mappings and their application to grid generation // *Applied Mathematics and Computation*. 1982. Vol. 10–11. Pp. 171–233.
9. **Buhmann M.D.** Radial basis functions: theory and implementations. New York: Cambridge University Press, 2003.
10. **Wendland H.** Scattered data approximation. Cambridge: Cambridge University Press, 2004.
11. **Allen C.B., Rendall T.C.S.** Unified approach to cfd-csd interpolation and mesh motion using radial basis functions // 25<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2007–3804. 25–28 Jun. 2007.
12. **Rendall T.C.S., Allen C.B.** Unified fluid-structure interpolation and mesh motion using radial basis functions // *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. 2008. Vol. 74, Iss. 10. Pp. 1519–1559.
13. **Ling L., Schaback R.** Stable and convergent unsymmetric meshless collocation methods // *SIAM Journal on Numerical Analysis*. 2008. Vol. 46, № 3. Pp. 1097–1115.
14. **Lee T., Leok M., McClamroch N.H.** Geometric numerical integration for complex dynamics of tethered spacecraft // *Proceedings of the 2011 American Control Conference*. 2011. March. Pp. 1885–1891.
15. **Sarra S.A., Kansa E.J.** Multiquadric radial basis function approximation methods for the numerical solution of partial differential equations, 2009. 206 p.
16. **Freitag L.A.** On combining laplacian and optimization-based smoothing techniques // *Proc. Symp. Trends in Unstructured Mesh Generation*. 1997. Jun. Pp. 37–44.
17. **Dougherty F.C., Benek J.A., Steger Joseph L.** On applications of chimera grid schemes to store separation / National Aeronautics and Space Administration; Ames Research Center; Moffett Field. 1985. 14 p.
18. **Meakin R.** On adaptive refinement and overset structured grids // 13<sup>th</sup> Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA 1997-1858. 1997. Jun. Pp. 236–249.
19. **Renzone P.** EROS a common European Euler code for the analysis of the helicopter rotor flowfield / A. D’Alascio, N. Kroll, D. Peshkin, M.H.L. Hounjet, J.-C. Boniface, L. Vigeveno, C.B. Allen, K. Badcock, L. Mottura, E. Scholl, A. Kokkalis // *Progress in Aerospace Sciences*. 2000. Vol. 36, № 5–6. Pp. 437–485.
20. **Pomin H., Wagner S.** aeroelastic analysis of helicopter rotor blades on deformable chimera grids // *Journal of Aircraft*. 2004. Vol. 41, № 3, May-June. Pp. 577–584.
21. **Rumsey C.L.** Computation of acoustic waves through sliding-zone interfaces // *AIAA Journal*. 1997. Vol. 35, № 2, Feb. Pp. 263–268.

22. Steijl R., Barakos G. Sliding mesh algorithm for CFD analysis of helicopter rotor-fuselage aerodynamics // International Journal for Numerical Methods in Fluids. 2008. Vol. 58, № 5, Oct. Pp. 527–549.

23. Fenwick C.L., Allen C.B. Development and validation of sliding and non-matching grid technology for control surface representation // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2006. Vol. 220, Iss. 4, Jan. Pp. 299–315.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Вершков Владислав Александрович, младший научный сотрудник научно-исследовательского отделения № 5 ЦАГИ, аспирант МФТИ, [vershkov.va@gmail.com](mailto:vershkov.va@gmail.com).

## ALGORITHM OF MESH DEFORMATION FOR ACCOUNTING CYCLIC BLADE CONTROL AND BLADES FLAPPING IN THE PROBLEM OF HELICOPTER MAIN ROTOR MODELING

Vladislav A. Vershkov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

### ABSTRACT

This paper presents the developed algorithm for numerical grid deformation for solving the problems of modeling the flow around the helicopter main rotor in the horizontal flight mode with allowance for flapping movements and cyclic changes in the angle of the blade installation. In general, this algorithm can be applied to simulate the aerodynamics of solid bodies deviating from its initial position at angles up to 90 degrees in the vertical and horizontal planes relative to the origin point, and also performing a rotational motion at an angle up to 90 degrees around the axis through the center of coordinates and the body mass center. The first part provides a brief overview of the existing methods of the computational grid deformation for solving various problems of numerical simulation. These include methods for rebuilding the grid, moving grids and "Chimera" grids. The second part describes the algorithms for allocating of grid deformation and for finding the final coordinate of the computational grid nodes in the presence of a predetermined blade control law. The equations of the deformation zones shape in numerical grid are given. The influence of variables on zones sizes is shown. The third part presents the results of methodological calculations confirming the performance and limitations when choosing mesh deformation zones. The influence of the size and shape of the deformation zones of the numerical grid on the quality of the mesh elements is also shown. This work is methodical in nature and is a preliminary stage in the numerical modeling of the flow around the helicopter main rotor taking into account the automatic main rotor balancing and blades flapping.

**Key words:** helicopter main rotor, grid deformation, blade balancing, blade flapping, blade pitching.

### REFERENCES

1. Jothiprasad, G., Mavriplis, D.J. and Caughey, D.A. (2003). *Higher-order time integration schemes for the unsteady Navier-Stokes equations on unstructured meshes*. Journal of Computational Physics, vol. 191, iss. 2, Nov., pp. 542–566.
2. Yang, Zhi and Mavriplis, D.J. (2007). *Higher-order time integration schemes for aeroelastic applications on unstructured meshes*. AIAA Journal, vol. 45, no. 1, Jan., pp. 138–150.
3. Mavriplis, D.J. (1996). *Mesh generation and adaptivity for complex geometries and flows*. In: Peyret R. Handbook of Computational Fluid Mechanics. Elsevier Science & Technology Books, pp. 417–459.
4. Batina, J.T. (1990). *Unsteady Euler airfoil solutions using unstructured dynamic meshes*. AIAA Journal, vol. 28, no. 8, Aug., pp. 1381–1388.

5. **Cizmas, P. and Gargoloff, J.I.** (2008). *Mesh generation and deformation algorithm for aeroelastic simulations*. Journal of Aircraft, vol. 45, no. 3, May, pp. 1062–1066.
6. **Duvigneau, R. and Visonneau, M.** (2001). *Shape optimization of incompressible and turbulent flows using the simplex method*. 15<sup>th</sup> AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, number AIAA 2001-2533, Reston, Virginia, 11–14 June 2001. American Institute of Aeronautics & Astronautics.
7. **Farhat, C., Degand, C., Koobus, B. and Lesoinne, M.** (1998). *An improved method of spring analogy for dynamic unstructured fluid meshes*. 39<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, AIAA 1998–2070, 20–23 April 1998.
8. **Gordon, W.J. and Thiel, L.C.** (1982). *Transfinite mappings and their application to grid generation*. Applied Mathematics and Computation, vol. 10–11, Jan., pp. 171–233.
9. **Buhmann, M.D.** (2003). *Radial basis functions: theory and implementations*. New York: Cambridge University Press.
10. **Wendland, H.** (2004). *Scattered Data Approximation*. Cambridge: Cambridge University Press.
11. **Allen, C.B. and Rendall, T.C.S.** (2007). *Unified Approach to CFD-CSD interpolation and mesh motion using radial basis functions*. 25<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2007–3804, 25–28 June 2007.
12. **Rendall, T.C.S. and Allen, C.B.** (2008). *Unified fluid-structure interpolation and mesh motion using radial basis functions*. International Journal for Numerical Methods in Engineering, vol. 74, no. 10, pp. 1519–1559.
13. **Ling, L. and Schaback, R.** (2008). *Stable and Convergent unsymmetric meshless collocation methods*. SIAM Journal on Numerical Analysis, vol. 46, no. 3, pp. 1097–1115.
14. **Lee, T., Leok, M. and McClamroch, N.H.** (2011). *Geometric numerical integration for complex dynamics of tethered spacecraft*. Proceedings of the 2011 American Control Conference, March, pp. 1885–1891.
15. **Sarra, S.A. and Kansa, E.J.** (2009). *Multiquadric radial basis function approximation methods for the numerical solution of partial differential equations*, 206 p.
16. **Freitag, L.A.** (1997). *On combining laplacian and optimization-based smoothing techniques*. Proc. Symp. Trends in Unstructured Mesh Generation, Jun, pp. 37–44.
17. **Dougherty, F.C., Benek, J.A. and Steger, J.L.** (1985). *On applications of chimera grid schemes to store separation*. National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center, Moffett Field, 14 p.
18. **Meakin, R.** (1997). *On adaptive refinement and overset structured grids*. 13<sup>th</sup> Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA 1997-1858, Jun, pp. 236–249.
19. **Renzoni, P., D’Alascio, A., Kroll, N., Peshkin, D., Hounjet, M.H.L., Boniface, J.-C., Vigevano, L., Allen, C.B., Badcock, K., Mottura, L., Scholl, E. and Kokkalis, A.** (2000). *EROS a common European Euler code for the analysis of the helicopter rotor flowfield*. Progress in Aerospace Sciences, vol. 36, no. 5–6, pp. 437–485.
20. **Pomin, H. and Wagner, S.** (2004). *Aeroelastic analysis of helicopter rotor blades on deformable chimera grids*. Journal of Aircraft, vol. 41, no. 3, May-June, pp. 577–584.
21. **Rumsey, C.L.** (1997). *Computation of acoustic waves through sliding-zone interfaces*. AIAA Journal, vol. 35, no. 2, Feb., pp. 263–268.
22. **Steijl, R. and Barakos, G.** (2008). *Sliding mesh algorithm for CFD analysis of helicopter rotor-fuselage aerodynamics*. International Journal for Numerical Methods in Fluids, vol. 58, no. 5, Oct., pp. 527–549.

**23. Fenwick, C.L. and Allen, C.B. (2006).** *Development and validation of sliding and non-matching grid technology for control surface representation.* Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 220, iss. 4, Jan., pp. 299–315.

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

**Vladislav A. Vershkov**, Junior Research Fellow of Scientific and Research Department № 5 of Central Aerohydrodynamic Institute, Postgraduate of the Moscow Institute of Physics and Technology (State University); [vershkov.va@gmail.com](mailto:vershkov.va@gmail.com).

Поступила в редакцию 01.11.2018  
Принята в печать 21.03.2019

Received 01.11.2018  
Accepted for publication 21.03.2019