

DOI: 10.15514/ISPRAS-2022-34(5)-15



Особенности построения сетки для моделирования процесса обледенения треугольного крыла сложной формы

К.Б. Кошелев, ORCID: 0000-0002-7124-3945 <k.koshelev@ispras.ru>

А.В. Осипов, ORCID: 0000-0001-9223-4274 <a.osipov@ispras.ru>

С.В. Стрижак, ORCID: 0000-0001-5525-5180 <s.strijhak@ispras.ru>

*Институт системного программирования им. В.П. Иванникова РАН,
109004, Россия, г. Москва, ул. А. Солженицына, д. 25*

Аннотация. В статье рассматривается задача о моделировании обледенения треугольного крыла самолета-демонстратора X-59. Рассматривается три варианта сеток на 1.1, 3.8, 9.6 млн. ячеек. Обледенение крыла моделируется с помощью решателя iceFoam, разработанного в рамках пакета OpenFOAM. Для решения задачи используется две сетки: первая во внешней области, вторая - для жидкой пленки у твердого тела. Для построения сетки газовой фазы используются утилиты blockMesh и snappyHexMesh в составе пакета OpenFOAM. Качество сетки газовой фазы, определяемое стандартной утилитой checkMesh, соответствует всем проверяемым требованиям. Однако, в ходе автоматического построения сетки жидкой пленки могут образовываться ячейки с неудовлетворительными параметрами, к которым, например, относится требование ограниченной неортогональности граней. В связи с этим обсуждается новый алгоритм исключения некачественных расчетных ячеек. Расчеты были проведены для моделей крыла самолета-демонстратора X-59 в масштабе 1:25 и 1:1 для случая рыхлого льда. Для разномасштабных моделей обеспечивалась неизменность чисел Рейнольдса и Маха. В тоже время неизменными параметрами в размерном виде были водность воздуха и медианный диаметр капель воды. Получены картины образования льда на верхней и нижней части крыла. Показано, что области обледенения разномасштабных моделей крыла могут существенно различаться даже при совпадении безразмерных комплексов подобия для газовой фазы. Сделан вывод о том, что многие экспериментальные и расчетные результаты по обледенению профилей небольшого размера трудно перенести на полномасштабные профили. Вычисления выполнялись на кластере ИСП РАН с использованием 48 или 96 ядер процессоров.

Ключевые слова: обледенение; крыло; моделирование; сетка; ячейка; решатель; алгоритм

Для цитирования: Кошелев К.Б., Осипов А.В., Стрижак С.В. Особенности построения сетки для моделирования процесса обледенения треугольного крыла сложной формы. Труды ИСП РАН, том 34, вып. 5, 2022 г., стр. 215-226. DOI: 10.15514/ISPRAS-2022-34(5)-15

Благодарности: Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-29-13016.

Features of creating a mesh for modeling the icing process of a delta-wing with a complex shape

K.B. Koshelev, ORCID: 0000-0002-7124-3945 <k.koshelev@ispras.ru>

A.V. Osipov, ORCID: 0000-0001-9223-4274 <a.osipov@ispras.ru>

S.V. Strijhak, ORCID: 0000-0001-5525-5180 <s.strijhak@ispras.ru>

*Ivannikov Institute for System Programming of the Russian Academy of Sciences,
25, Alexander Solzhenitsyn st., Moscow, 109004, Russia*

Abstract. The article deals with the problem of modeling the icing of a delta-wing of the X-59 demonstrator aircraft. Three variants of grids for 1.1, 3.8, 9.6 million cells are considered. Wing icing is modeled using the iceFoam solver developed as part of the OpenFOAM package. To solve the problem, two grids are used: the first in the outer region, the second for a liquid film near a solid. blockMesh and snappyHexMesh utilities as part of the OpenFOAM package are used to build the gas phase grid. The quality of the gas phase grid, determined by the standard checkMesh utility, meets all the requirements being checked. However, during the automatic construction of the liquid film mesh, cells with unsatisfactory parameters may be formed, which, for example, include the requirement of limited non-orthogonality of the faces. In this regard, a new algorithm for excluding low-quality calculation cells is being discussed. The simulations were carried out for the X-59 demonstrator wing models on a scale of 1:25 and 1:1 for the case of loose ice. For different-scale models, the invariance of the Reynolds and Mach numbers was ensured. At the same time, the constant parameters in the dimensional form were the water content of the air and the median diameter of water droplets. Patterns of ice formation on the upper and lower parts of the wing were obtained. It is shown that the icing regions of different-scale wing models can differ significantly even when the dimensionless similarity complexes for the gas phase coincide. It is concluded that many experimental and calculated results on the icing of small profiles are difficult to transfer to full-scale profiles. The simulation was performed on the ISP RAS cluster using 48 or 96 processor cores.

Keywords: icing; wing; modelling; mesh; cell; solver; algorithm

For citation: Koshelev K.B., Osipov A.V., Strijhak S.V. Features of creating a mesh for modeling the icing process of a delta-wing with a complex shape. Trudy ISP RAN/Proc. ISP RAS, vol. 34, issue 5, 2022, pp. 215-226 (in Russian). DOI: 10.15514/ISPRAS-2022-34(5)-15

Acknowledgements. The reported study was funded by RFBR, project number № 19-29-13016.

1. Введение

В настоящее время проектируются новые перспективные сверхзвуковые пассажирские самолеты. В связи с этим ведутся работы по проектированию и испытаниям самолета-демонстратора. Например, действующий проект самолета-демонстратора Lockheed Martin X-59 [1]. Данный самолет-демонстратор совершает посадку и взлет на определенных высотах на дозвуковых скоростях. В процессе движения самолета в облаках существует вероятность возникновения процесса обледенения, которое является опасным явлением, так как снижает аэродинамические характеристики самолета. Образовавшийся лед бывает разных типов и формы: рыхлый, прозрачный, барьерный, смешанный, рогаобразный, шероховатый. Поэтому необходимо проводить научные исследования по изучению данного явления.

Одним из возможных подходов является моделирование нарастания льда с помощью физических и численных моделей. Для решения сформулированной краевой задачи необходимо построить расчетную область и выполнить генерацию сетки. В данной работе для нас было важно повысить качество поверхности цифровой модели самолета-демонстратора X-59 и этап построения поверхностной неструктурированной сетки в области передней кромки треугольного крыла с затуплением.

2. Цифровая модель крыла

В открытом доступе имеется 3D цифровая модель самолета-демонстратора X-59 в формате STEP [2]. В данной работе рассматривалось только треугольное крыло сложной формы (Рис. 1, 2). Цифровая модель самолета-демонстратора X-59 была обработана в пакете Salome и преобразована в формат STL. Было выполнено улучшение качества поверхности крыла с целью сокращения количества внутренних объектов. Для решения краевой задачи были определены габариты расчетной области в форме параллелепипеда. Крыло находилось в центре расчетной области. Треугольное крыло имело сложную форму с кривой и дополнительной поверхностью для расположения механизации крыла. Построение сетки выполнено с использованием утилит blockMesh и snappyHexMesh в составе пакета OpenFOAM. Рассматривалось дозвуковое обтекание крыла при заданных значениях скорости, температуры, диаметра капель, водности LWC, угла атаки 0° .

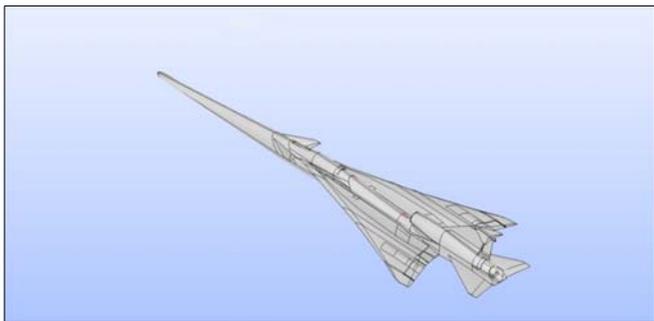


Рис. 1 Модель самолета X-59
Fig. 1 X-59 model

Крыло имело следующие параметры для масштаба 1:25:

- длина концевой хорды крыла $b_k = 0.03$ м.;
- длина бортовой хорды крыла $b_b = 0.398$ м.;
- угол стреловидности по передней кромки крыла составляет $\chi_{л.к} = 74^\circ$;
- удлинение крыла $\lambda = 1.06$;
- геометрическая кривка крыла 7° ;
- относительная толщина $\bar{c} = 5.6\%$;
- сужение крыла $\eta = 13.2$.

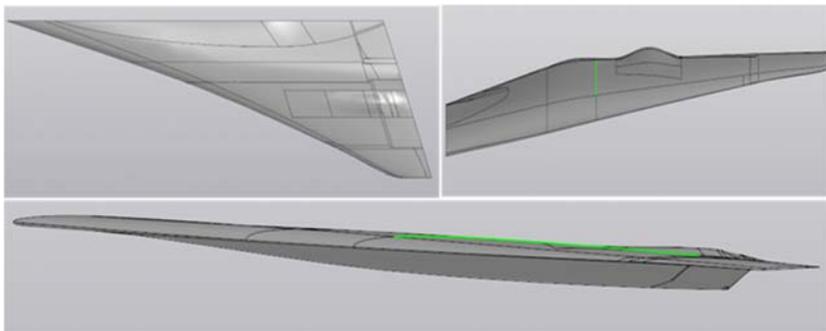


Рис. 2 Модель крыла самолета X-59
Fig. 2 Model of wing for X-59

С методикой расчета параметров для стреловидного крыла можно ознакомиться в монографии авторов из ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского [3].

3. Математическая модель

Ранее в эксперименте исследовалось обледенение стреловидного крыла с несимметричным профилем GLC-305 в аэроматематической трубе [4]. Для изучения процесса обледенения нами использовался решатель iceFoam в Эйлер-Лагранжевой постановке, который был разработан в ИСП РАН. В решателе реализована модель жидкой пленки по теории мелкой воды для описания термодинамической модели формирования льда, модуль для перестроения геометрии тела, модуль для работы с динамической сеткой, модель URANS и модель турбулентности $k-\omega$ SST с пристеночными функциями [5,6,7].

В ходе проведения исследования выяснилось необходимость в новом алгоритме выявления и устранения некачественных ячеек при построении расчетной сетки. Особенностью построения сетки для решателя iceFoam является двухэтапный процесс. Сначала с использованием какого-либо генератора сеток (например, утилиты snappyHexMesh) строится сетка для газовой фазы, а затем, с помощью утилиты extrudeToRegionMesh генерируется сетка для пленки в автоматическом режиме. Оказалось, что достаточно хорошее качество элементов сетки (при разрешении геометрии крыла сложной формы) для несущей фазы не гарантирует столь же хорошее качество сетки для пленки. Было выполнена реализация алгоритма выявления координат «плохих-некачественных» узлов и их визуализации в программе ParaView.

4. Постановка задачи

С целью первой оценки выбранного подхода рассматривалась модель треугольного крыла X-59 в масштабе 1:25. Также для нас было важно оценить доступные вычислительные ресурсы, поэтому было выполнено уменьшения количества расчетных ячеек. Было введено ограничение по количеству ячеек – 10 млн. ячеек.

Построение сетки осуществлялось встроенной утилитой snappyHexMesh входящей в состав пакета OpenFOAM v2012. Так как расчёты проводились на динамической сетке, то есть в процессе решения, сетка вблизи и на поверхности крыла перестраивалась, то была поставлена задача сгенерировать равномерную сетку с наименьшим числом ячеек, которые могли привести к снижению скорости счета или вообще к расхождению решения.

Геометрическая форма исследуемого тела имела достаточно сложную форму, имелось сужение крыла, кривка и выпуклости. Для достижения удовлетворительного разрешения геометрической формы крыла с учетом полученной информации о «плохих-некачественных» узлах было необходимо увеличивать число ячеек до допустимого значения. Относительно небольшое количество ячеек на поверхности тела имели вогнутость или выпуклость, к тому же могли иметь неравные стороны. Проблема устранялась путём выстраивания отдельного слоя ячеек на поверхности тела. В результате полученная сетка имела минимальное искривление геометрии крыла треугольной формы и обеспечивалось устойчивое решение. Более точное разрешение геометрии тела приводило к росту числа элементов сетки, а соответственно к росту вычислительных ресурсов.

Пространственная область для варианта с масштабом 1:1 представляла из себя прямоугольную область с размерами 30м x 10м x 5м. Конфигурационный файл snappyHexMeshDict использовался для задания необходимых параметров и содержал 5 основных секций:

- geometry – описание геометрии;
- castellatedMeshControls – поверхностное и объемное сгущение сетки;
- snapControl – контроль сетки у поверхности тела;

- addLayersControls – контроль и создание ячеек сетки в пограничных слоях;
- meshQualityMetrics – контроль качества сетки по различным индикаторам.

На рис. 3, 4, 5 показаны фрагменты сгенерированной сетки: треугольное крыло и границы расчетной области. Было построено три варианта сетки: 1.1 млн., 3.8 млн., 9.6 млн. ячеек. Количество ячеек в пограничном слое составляло примерно от 400 000 до 3 млн. в зависимости от сетки.

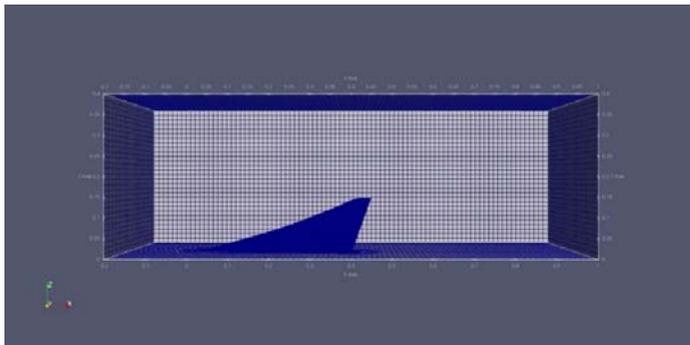


Рис.3 Вид на крыло сбоку
Fig.3 Side view of the wing

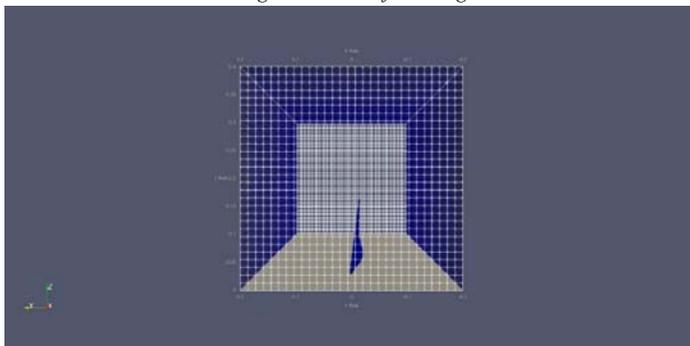


Рис.4 Вид на крыло спереди
Fig.4 Front view of the wing

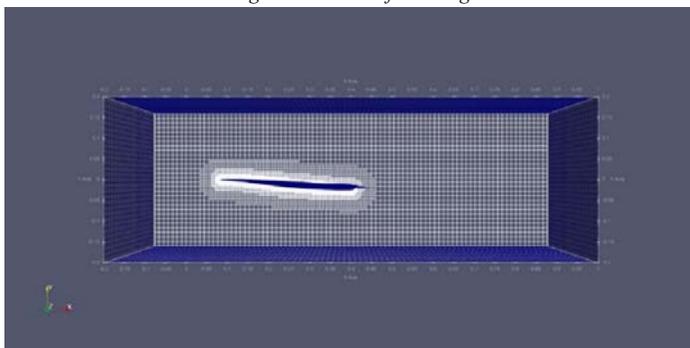


Рис.5 Вид на крыло сверху
Fig. 5 View of the wing from above

После построения сетки целесообразно было проводить контроль качества поверхности.

В секции "geometry" можно было задавать геометрию, название исследуемого тела и формат файла STL, OBJ.

Также возможно определять вспомогательные простые геометрические тела такие как: прямоугольник, сфера. Они необходимы для сгущения сетки вблизи исследуемого тела.

В этом случае необходимо было задавать координаты прямоугольника или координату центра и радиуса сферы.

В секции castellatedMeshControls разбиение ячеек выполнялось в соответствии со спецификацией, установленных пользователем.

Во входном сечении расчетной области задавались "жесткие" граничные условия, на поверхности крыла – условия прилипания с применением пристеночных функций для параметров турбулентности k - ω SST, на остальных сечениях – "мягкие" граничные условия.

5. Алгоритм для работы с ячейками

В результате улучшения качества поверхности искривление геометрической формы исследуемого тела стало минимальным. Под "плохими-некачественными" узлами будем понимать узлы ячеек или граней с большими углами между гранями (более 70°), неверными объемами ячеек и т.п.

Разработанный алгоритм выявления "плохих-некачественных" узлов основан на данных утилиты checkMesh и состоит из следующих основных этапов.

- 1) Создается список узлов пленки, граничащих с эйлеровой сеткой.
- 2) Генерируется список узлов пленки, не граничащих с эйлеровой сеткой.
- 3) Считываются из всех файлов каталога для пленки номера "плохих-некачественных" граней в общий список.
- 4) Из списка номеров "плохих-некачественных" граней удаляются повторяющиеся.
- 5) На основе списка номеров "плохих-некачественных" граней формируется список номеров "плохих-некачественных" узлов области пленки, граничащих с эйлеровой сеткой.
- 6) Из списка номеров, полученного в предыдущем пункте, удаляются повторяющиеся.
- 7) Формируется список номеров "плохих-некачественных" узлов области пленки, не граничащих с эйлеровой сеткой, но имеющих ребро с "плохими- некачественных" узлами. Они указаны в списке, полученном в п. 5.
- 8) Из списка номеров, полученного в предыдущем пункте, удаляются повторяющиеся.
- 9) Удаляются из списка узлов пленки из п. 1 все "плохие-некачественные" узлы с номерами, полученными в п. 6. Таким образом, остаются только "хорошие-качественные" узлы пленки, граничащие с эйлеровой сеткой.
- 10) Удаляются из списка узлов пленки из п.2 все "плохие-некачественные" узлы с номерами, полученными в п. 8.

Таким образом, только "хорошие-качественные" узлы пленки, будут при необходимости подвергаться изменению своих координат при нарастании льда.

Приведенный алгоритм выполняется только один раз перед началом расчета.

6. Результаты

Были выполнены расчеты обтекания крыла самолета X-59 в масштабе 1:25 и 1:1. В обоих случаях температура набегающего потока и капелек была равна 261.87 К, MVD=20 микрон, что соответствовало режиму рыхлого льда (rime ice) [4]. При моделировании такого температурного режима можно использовать форсаж времени, т.е. уменьшение времени процесса обледенения за счет увеличения водности без существенных отличий в результатах.

В данных расчетах водность LWC задавалась равной 13.6 г/м^3 , а время процесса обледенения 1.8 секунд. Этот режим можно рассматривать как аналогичный режиму с водностью 0.68 г/м^3 и времени обледенения 36 секунд. Значение скорости для набегающего газокapelного потока задавалась равной 90 м/с . Угол атаки задавался равным 0 градусов.

При моделировании процесса обледенения крыла в масштабе 1:1 давление набегающего потока через входное сечение задавалось равным 10^5 Па , а вариант в масштабе 1:25 для сохранения подобия чисел Рейнольдса и Маха давление задавалось в 25 раз больше. Шаг по времени в зависимости от характерных размеров ячеек сетки варьировалось от $2 \cdot 10^{-5} \text{ с}$ до $2 \cdot 10^{-4} \text{ с}$. Вычисления выполнялись на кластере ИСП РАН с использованием 48 или 96 ядер процессоров.

На рис. 6 представлено типичное положение "плохие-некачественные" узлов. Отметим, что узлы на задней кромке на самом деле не представляют проблемы, поскольку для рассчитываемых случаев обледенения там отсутствует пленка воды, а при нулевой толщине пленки воды форма неудачной ячейки не влиятельна. Наличие "плохих-некачественных" узлов на передней кромке крыла, наоборот, говорит о настоящей необходимости улучшения сетки.

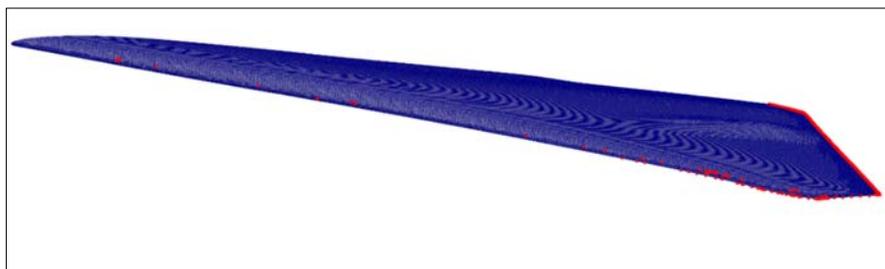


Рис. 6. Визуализация типичного положения «плохих» узлов, выделенных красным цветом
Fig. 6. Visualization of the typical position of "bad" nodes highlighted in red

На рис. 7, 8, 9 представлены сетки для 1.1 миллиона, 3.8 миллиона, 9.6 миллиона ячеек. На рис. 7 заметны деформации граней (вмятость) элементов сетки, находящихся в зоне между верхней и нижней поверхностями крыла (лобовой части). Использование алгоритма выявления «плохих-некачественных» узлов позволило существенно улучшить качество элементов сетки в процессе генерации с помощью утилиты snappyHexMesh, что продемонстрировано на рис.7,8,9.

При расчетах на сетке с 9.6 миллионами ячеек выявились определенные проблемы производительности процесса декомпозиции. Применение параллельных технологий MPI для решателя iceFoam предполагает использования одного и того же ядра процессора для ячеек газовой фазы и пленки, имеющих общую грань.

Такой подход обеспечивает надежность параллельных расчетов при движении границы сетки в ходе вычислений. С этой целью была разработана утилита extrudeToFilmCellDist. В текущем варианте время работы данной утилиты пропорционально n^2 , где n - количество ячеек пленки. Для относительно небольших сеток утилита extrudeToFilmCellDist выполнялась в течении максимум нескольких минут. Однако для сетки 9.6 миллионами ячеек время ее выполнения составило несколько часов.

В связи с этим возникла необходимость переработки текста утилиты extrudeToFilmCellDist таким образом, чтобы время ее работы было пропорционально $n \cdot \log(n)$ [8,9].

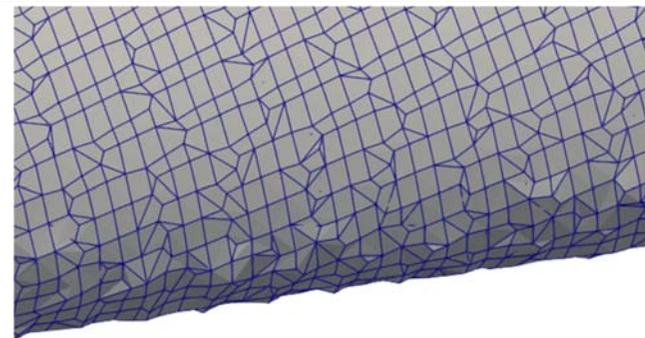


Рис. 7. Фрагмент сетки для случая 1.1 млн ячеек
Fig. 7. Grid fragment for the case of 1.1 million cells

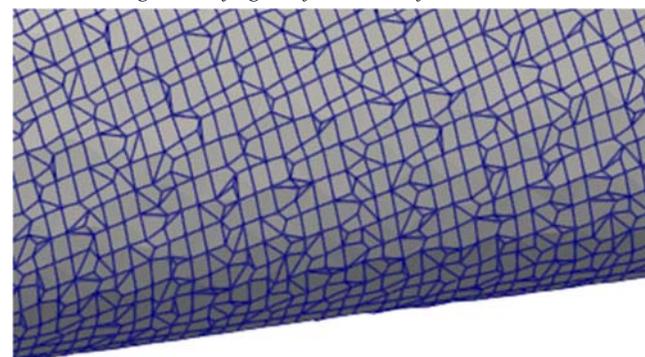


Рис. 8. Фрагмент сетки для случая 3.8 млн ячеек
Fig. 8. Grid fragment for the case of 3.8 million cells



Рис. 9. Фрагмент сетки для случая 9.6 млн ячеек
Fig. 9. Grid fragment for the case of 9.6 million cells

Полученные результаты иллюстрируют положение льда на поверхности исследуемого крыла (синим цветом) для модели 1:25 и давления в 25 атм. (рис.10, 11).

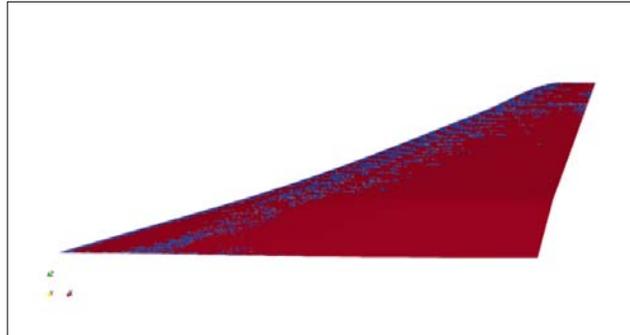


Рис. 10. Положение льда на нижней поверхности треугольного крыла
Fig. 10. Ice location on the lower surface of the delta-wing

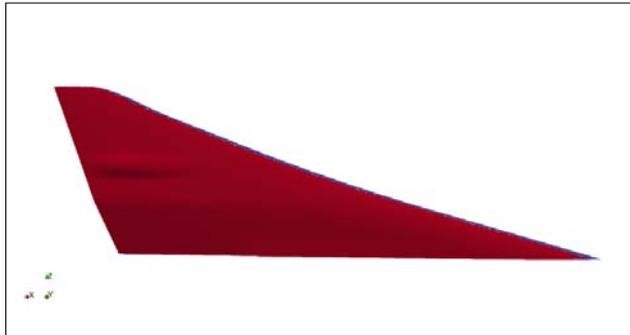


Рис. 11. Положение льда на верхней поверхности треугольного крыла
Fig. 11. Ice location on the upper surface of the delta-wing

Типичное распределение каплей воды около крыла представлено на рис. 12. Красноватые оттенки соответствуют положительным значениям вертикальной скорости каплей, зеленые и синие – отрицательным значениям.

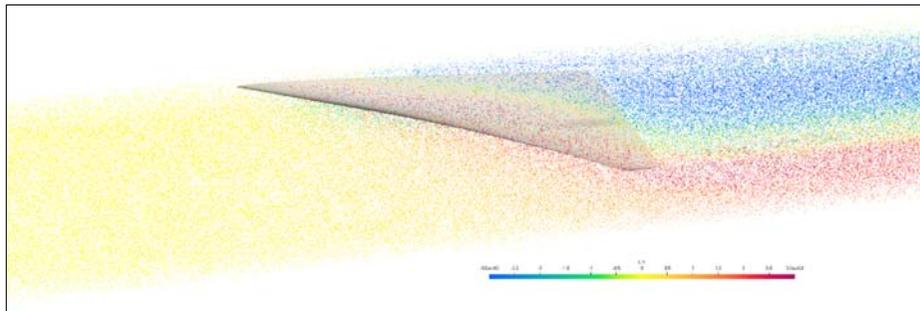


Рис. 12. Распределение каплей воды около крыла
Fig. 12. Distribution of water droplets around the wing

В результате вычислений для модели в масштабе 1:25 при давлении 1 атм. наблюдались ручейки воды, а для модели 1:25 и давления 25 атм., а также для модели в масштабе 1:1 ручейков воды не было. Т.е. снизу капельки прямо попадали на плоскость крыла и там замерзали. На рис.13, 14 более детально видна разница в положении областей обледенения

на нижней поверхности фрагмента крыла для разномасштабных моделей. Масса льда для модели масштаба 1:1 составила 72.3 грамма.

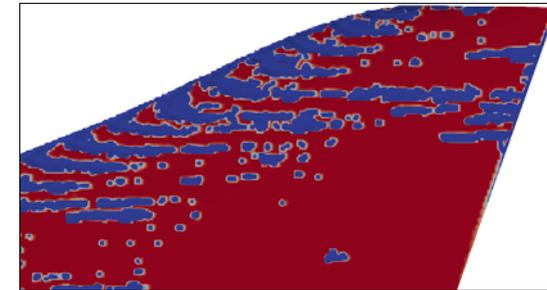


Рис. 13. Положение льда на нижней поверхности фрагмента крыла для модели в масштабе 1:25
Fig.13. Ice location on the lower surface of the delta-wing fragment for the 1:25 scale model

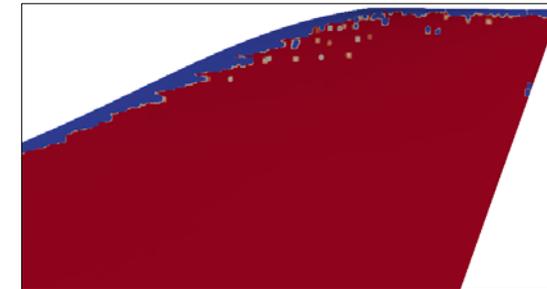


Рис.14. Положение льда на нижней поверхности фрагмента крыла для модели в масштабе 1:1
Fig.14. Ice location on the lower surface of the delta-wing fragment for the 1:1 scale model

Предварительный вывод – даже совпадения чисел Рейнольдса и Маха для несущей фазы недостаточно для разномасштабных моделей обледенения. Необходимо проводить дополнительные исследования с разными масштабами крыла, как это было сделано в работе [10].

7. Заключение

Построение качественных сеток крайне необходимо для задачи моделирования процесса обледенения крыла сложной формы с использованием решателя iceFoam в рамках пакета OpenFOAM. Предложенный способ построения таких сеток на основе утилит snappyHexMesh, extrudeToRegionMesh и алгоритма выявления "плохих-некачественных" узлов сетки пленки позволяет значительно ускорить процесс генерации сеток с требуемым качеством, необходимых для решения данной задачи. Также показаны трудности соблюдения безразмерных параметров, которые могут возникнуть при попытке пространственного масштабирования крыла. Отметим, что применение метода математического моделирования позволяет избежать этих проблем за счет проведения, пусть и более трудоемких, вычислений полномасштабной модели.

Список литературы / References

- [1] Low-Boom Flight Demonstration. URL: <https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/low-boom-litho-updated-jan2020.pdf>, accessed 09 October 2022.
- [2] ASA 2022 Special Focus Boom Session. URL: <https://lbpw.larc.nasa.gov>, accessed 09 October 2022.

- [3] Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. Под ред. Бюшгенга Г.С. М., Наука, Физматлит, 1998 г., 816 стр. / Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft. Ed. Vyushgens G.S. M., Nauka, Fizmatlit, 1998, 816 p. (in Russian).
- [4] Papadakis M., Yeong H. et al. Experimental Investigation of Ice Accretion Effects on a Swept-Wing. Technical Report DOT/FAA/AR-05/39, NASA, 2005.
- [5] Коселев К.Б., Мельникова В.Г., Стрижак С.В. Разработка решателя iceFoam для моделирования процесса обледенения. Труды ИСП РАН, том 32, вып. 4, 2020 г., стр. 217–234 / Koshelev K.B., Melnikova V.G. Strijhak S.V. Development of iceFom solver for modeling ice accretion. Trudy ISP RAN/Proc. ISP RAS, vol. 32, issue 4, 2020. pp. 217–234 (in Russian). DOI: 10.15514/ISPRAS–2020–32(4)–16.
- [6] Strijhak S., Ryazanov D. et al. A Neural Network Prediction for Ice Shapes on Airfoils Using iceFoam Simulations. *Aerospace*, vol. 9, issue 2, 2022, article no. 96, 28 p.
- [7] Bourgault Y., Beaugendre H., Habashi W.G. Development of a Shallow-Water Icing Model in FENSAP-ICE. *Journal of Aircraft*, vol. 37, issue 4, 2000, pp. 640–646.
- [8] Гергель В.П., Сысоев А.В. Высокопроизводительные параллельные вычисления. 100 заданий для расширенного лабораторного практикума. М., Физматлит, 2018 г., 248 стр. / [8]. Gergel V.P., Sysoev A.V. High performance parallel computing. 100 tasks for an extended laboratory practice. M., Fizmatlit, 2018, 248 p. (in Russian).
- [9] Якобовский М.В. Введение в параллельные методы решения задач. М., Изд-во МГУ, 2013 г., 328 стр. / Yakobovsky M.V. Introduction to parallel methods for solving problems. M., Publishing House of Moscow State University, 2013, 328 p. (in Russian).
- [10] Fujiwara G.E.C., Bragg M.B., Broeren A.P. Comparison of Computational and Experimental Ice Accretions of Large Swept Wings. *Journal of Aircraft* vol. 57, issue 2, 2020, pp. 342-359.

Информация об авторах / Information about authors

Константин Борисович КОШЕЛЕВ – кандидат физико-математических наук, доцент, старший научный сотрудник. Сфера научных интересов: вычислительная гидродинамика, гидрология, геоинформатика.

Konstantin Borisovich KOSHELEV is candidate of physical and mathematical sciences, associate professor, senior researcher. Research interests: computational fluid dynamics.

Андрей Владимирович ОСИПОВ – инженер. Сфера научных интересов: вычислительная гидродинамика, метод контрольного объема, подвижные сетки, лагранжевы подход.

Andrei Vladimirovich OSIPOV – engineer. Research interests: computational fluid dynamics, finite volume method, dynamic meshes, particles.

Сергей Владимирович СТРИЖАК – кандидат технических наук, ведущий инженер. Сфера научных интересов: вычислительная гидродинамика, многофазные течения, турбулентность, ветроэнергетика, параллельные вычисления.

Sergei Vladimirovich STRIJHAK – candidate of technical sciences, leading engineer. Research interests: computational fluid dynamics.