

ПРИМЕНЕНИЕ МОДИФИЦИРОВАННОГО МЕТОДА ПОВЕРХНОСТНОГО СЕТОЧНОГО ОБЁРТЫВАНИЯ ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Гулимовский И.А. *, Гребеньков С.А. **

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,
ЦИАМ, Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия

* e-mail: brotdieb@yandex.ru

** e-mail: sagrebenkov@ciam.ru

Статья поступила в редакцию 03.03.2020

Одной из крайне важных задач численного исследования обледенения является динамическая и автоматическая адаптация сеточной модели под изменяющиеся геометрические размеры обтекаемого тела. При этом необходимо с помощью специальных методов поддерживать требуемый уровень качества элементов; избежать их вырождения и смещения; сохранить особенности решения, такие как макрополости в ледяной структуре и трёхмерная неоднородность по длине поверхности объекта. В настоящей работе предлагается модификация и адаптация к задачам обледенения летательных аппаратов метода поверхностного сеточного обёртывания и его использование на примере модели авиационного крыльевого профиля.

Ключевые слова: адаптация численной поверхностной сетки, метод обёртывания фасетной модели, реструктуризация сеточной области, обледенение элементов летательного аппарата.

Введение

Условия обледенения летательных аппаратов в открытом небе требуют пристального внимания, так как от этого зависит безопасность полетов в целом. Исследование данного процесса и условий работы противообледенительных систем возможно экспериментальным, численным или комбинированным путем. Для решения вопросов проектирования и анализа критических режимов работы элементов летательного аппарата, подверженного обледенению, целесообразнее применять численное моделирование, так как экспериментальные воспроизведения натуральных высотных условий, которые включают в себя высокоскоростные потоки воздуха с наличием в нем переохлажденных капель, во многих случаях с реализуемыми диапазонами исследований, уступают расчетным исследованиям, в том числе и с экономической точки зрения. Например, как показано в [1], на экспериментальной установке *RTA* (Вена, Австрия) для имитации обледенения подвод к продуваемой модели крупных переохлажденных капель без дробления в потоке со скоростью более 60 м/с и с характерным размером более 1 мм край-

не осложнен. Для всеобъемлющего экспериментального исследования процессов обледенения в кристаллическом облаке, к примеру, необходимо иметь возможность имитировать фракции кристаллов с размером до 200 мкм и температурой до $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ [2, 3]. Однако реализация данных условий в действующих на данный момент стендах ограничена [4, 5].

Прогнозирование сложных трехмерных форм типа «изморозь» (*Rime Ice*) и «стекловидного» льда (*Glaze Ice*) является одной из основных целей численного моделирования обледенения. Процесс нарастания льда на вычислительном уровне моделируется либо прямой нестационарной, либо псевдостационарной постановками. Первая — предпочтительная, но куда более затратная на современном этапе вычисления. Это связано с тем, что характерное время, за которое появляются крупные ледяные формы наростов, исчисляется порой десятками минут; а характерное время шага по времени, требуемое для корректного вычисления процессов и параметров аэродинамики и дискретной фазы, составляет в зависимости от численной схемы $\sim 10^{-6}\dots 10^{-3}$ с. Поэтому множество

математических моделей в современных немногочисленных вычислительных программах подобного уровня [6, 7] имеют псевдостационарную постановку, где необходимое время вычисления разбивается на множество шагов. На каждом шаге в стационарной постановке вычисляются все необходимые параметры течения, но толщина льда и, как следствие, величина смещения узлов исходной сеточной дискретизации объекта определяются уже в нестационарной постановке. Затем процесс повторяется уже для объекта со смещенной сеткой.

Однако, как показано в [8–10], локальный сдвиг узлов расчетной сетки может сильно деформировать элементы и привести к заметному снижению качества дискретизации. Поэтому целесообразно после каждого шага вычисления деформации выполнять реструктуризацию сеточной области.

Метод поверхностного сеточного обертывания (ПСО-метод)

Суть данного метода заключается в том, чтобы трансформировать созданную сеточную поверхность на область целевого объекта. Исходная сетка может иметь равномерную структуру с одинаковыми размерами между узлами (рис. 1) или адаптивную с размерами, являющимися функцией кривизны и характерных размеров тела объекта (рис. 2).

Последний алгоритм предпочтителен, так как позволяет существенно уменьшить вычислительные затраты на создание сеточной области при одинаковых качествах дискретизации.

ПСО-метод ранее нашел активное применение в областях визуализации анимации объекта (например, студия Pixar, USA) [11, 12] и в цифровом прототипировании моделей биологических тканей и структур [13].

Математическая модель ПСО-метода, базирующаяся на смещении узлов по нормали к целевому объекту, приведена в [14]. Сутью данной модели является вычисление наиболее близких к целевому объекту узлов исходной сетки и смещение их по нормали к поверхности. Преимуществом данного подхода является относительная простота в системной реализации. Альтернативная математическая модель ПСО-метода, являющаяся более точной и базирующаяся на минимизации функции энергии смещения узлов, приведена в [13]. По полученным смещенным узлам происходит реструктуризация поверхностной сет-

ки объекта и построение объемных элементов во всей области в целом.

Модификация ПСО-метода для задач обледенения

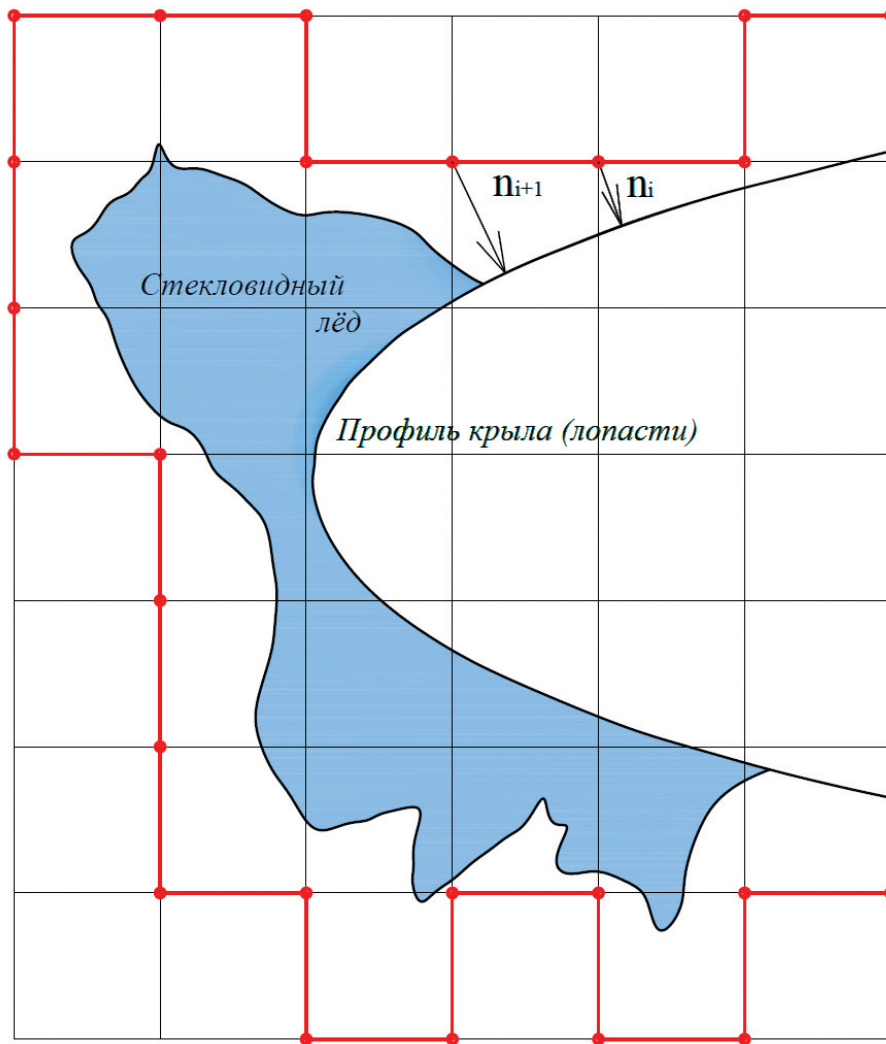
В рамках численного моделирования обледенения целевым объектом чаще всего выступает сеточное тело, например, в формате *STL* со смещенными узлами, расстояние смещения которых соответствует толщине ледяного нароста. Полученное деформированное состояние сетки представляет собой лишь приближенное представление объекта. Вытягивание элементов из-за большой кривизны льда, часто присущей «стекловидному» типу, в один момент может привести к перекрытию сеточной зоны, образованию замкнутых объемов, «вырождению» элементов и другим дефектам. Подобные недостатки могут привести к некорректному «обертыванию», поэтому целесообразно алгоритм метода дополнять предварительной диагностикой по следующим критериям:

- локальное сглаживание острых пиков с углом α больше/меньше заданного;
- устранение точечного контакта ячеек между собой;
- сдвиг узлов, перекрытых между собой ячеек;
- разделение одного элемента плохого качества в областях макрошероховатости на n частей для корректного построения пограничного слоя, например, с помощью инверсии методов упрощения [15];
- фиксация образовавшейся макрополости и вывод ее опорных координат и характерных размеров в файл результата.

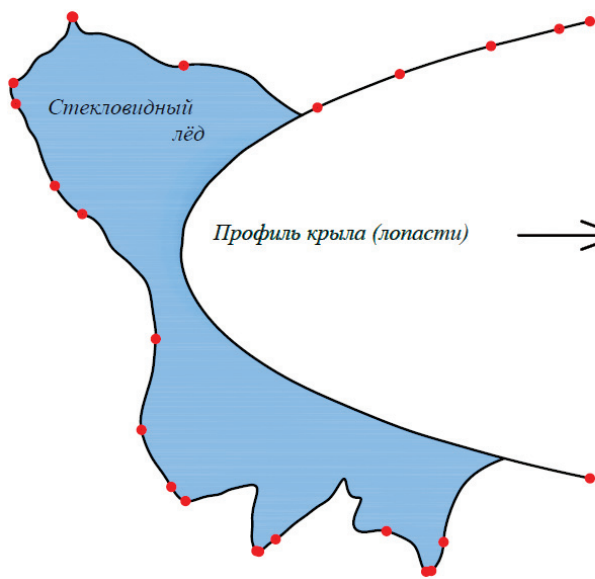
Последний критерий один из важных, так как не только позволяет повысить качество подготовленной геометрии для обертывания, но при этом сохраняет часто наблюдаемые полости [16] в исходной геометрии льда. Подобные воздушные пустоты могут существенно влиять на процессы теплопроводности в рамках численного исследования и проектирования противообледенительных систем и расчета динамики срыва крупных по размерам кусков льда, так как меняют приведенные физические свойства, например, коэффициента теплопроводности.

Результаты

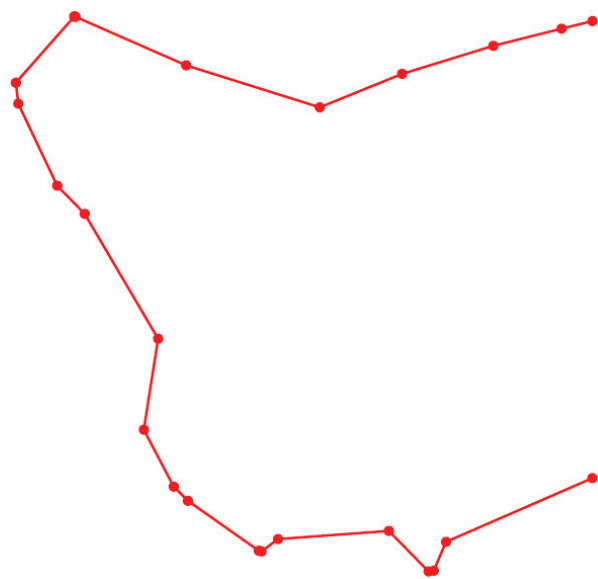
Используя ПСО-метод с модификацией для задач обледенения можно получать численным



а)



б)



в)

Рис. 1. Пример 2D-обертывания для «стекловидного» льда на аэродинамическом профиле NASA 0012 при постоянном прямоугольном сеточном размере: а – создание исходной сеточной поверхности; б – трансформация сетки на область целевого объекта; в – преобразованный сеточный объект

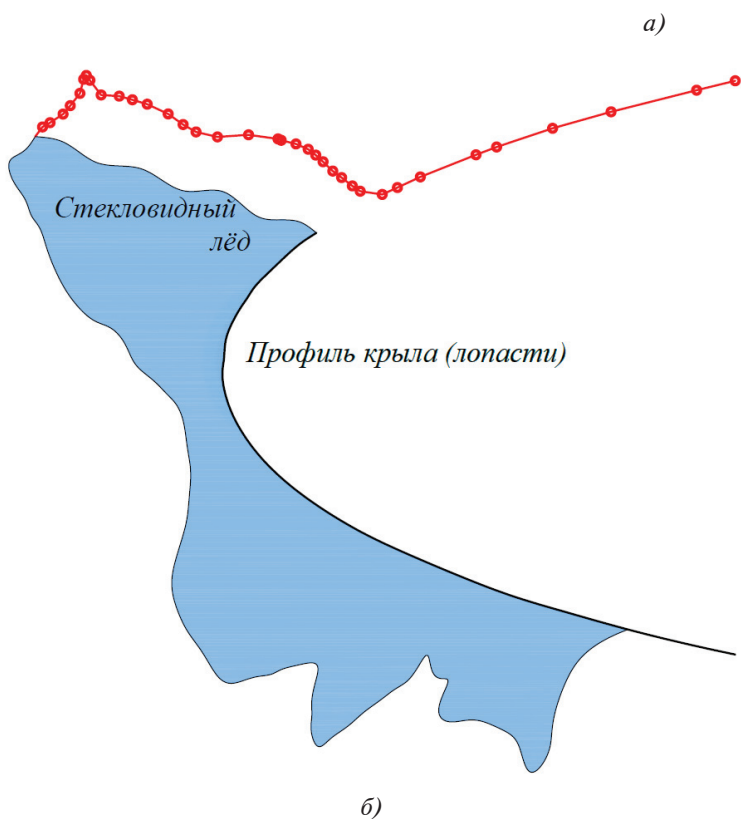
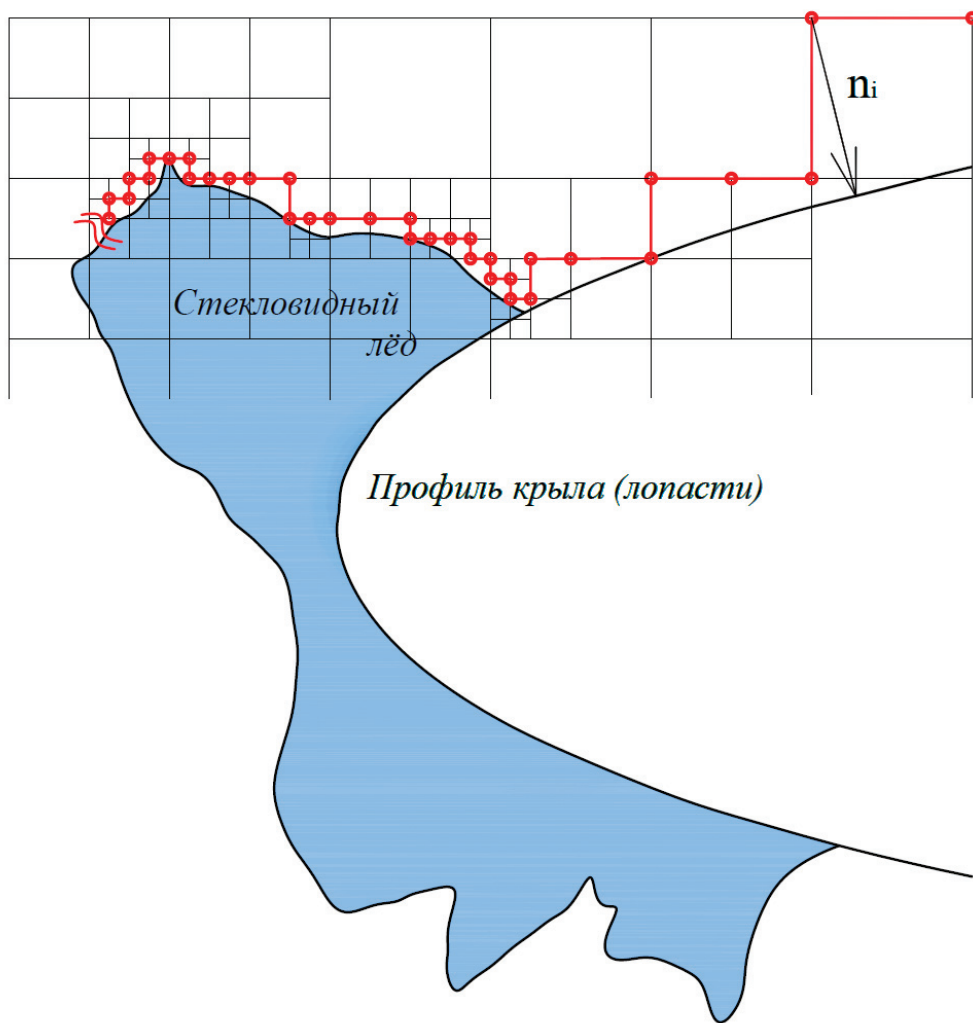
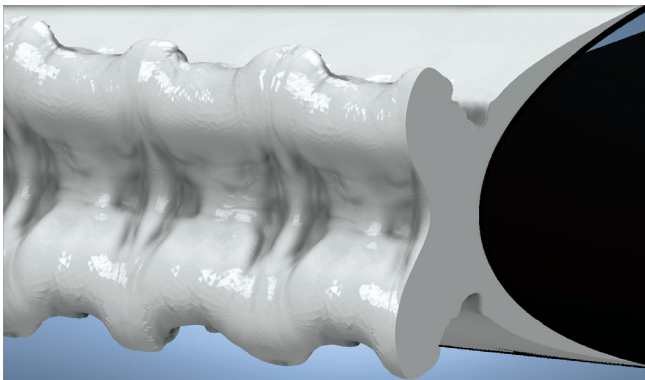


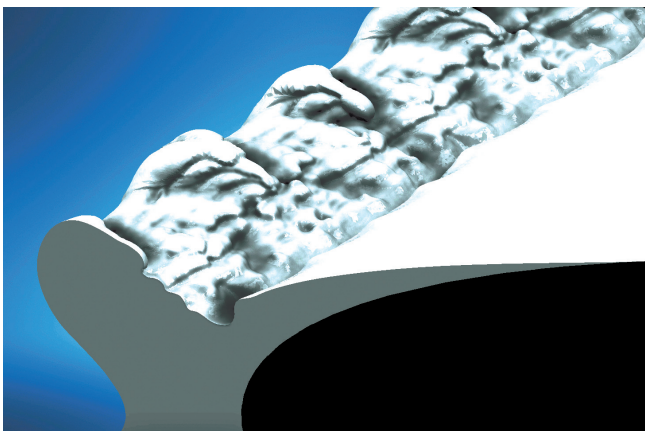
Рис. 2. Пример 2D-обертывания для части «стекловидного» льда на аэродинамическом профиле NASA 0012 при переменном прямоугольном сеточном размере: *a* – создание исходной сеточной поверхности; *б* – пример части преобразованного сеточного объекта

путем сложные неравномерные структуры льда. На рис. 3 показан псевдостационарный расчет аккреции ледяных наростов на аэродинамическом крыльевом профиле NASA 0012. Аэродинамика крыла моделировалась расчетом осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса с замыканием SST модели турбулентности [17]. Для расчета коэффициента улавливания β и динамики движения жидкой фазы использовался подход Эйлера. Затем толщина льда вычислялась с помощью модели Мессингера [18], базисом которой является закон сохранения энергии.

После смещения сеточных узлов исходной модели на локальную толщину льда происходит, как было отмечено выше, автоматическая адаптация уже нового целевого объекта с использованием модифицированного PSO-метода, базирующегося на смещении узлов по нормали к целевому объекту, под следующую стадию расчета. Затем цикл повторяется. Тем самым стадиями в стационарной постановке дискретно моделируется рост льда во времени.



а)



б)

Рис. 3. Результат численного моделирования обледенения крыльевого профиля NASA 0012 с использованием модифицированного PSO-метода

Граничные условия для данной задачи следующие:

- скорость натекания воздуха с каплями воды $V = 67$ м/с;
- угол атаки $\alpha = 0$;
- статическая температура воздуха/капель $T_{st} = -13^\circ\text{C}$, высота $H = 0$ м;
- влагосодержание $LWC = 0.99$ г/м³, медианный размер капель $MVD = 38$ мкм, распределение капель по размерам по Ленгмюру Е (максимальный размер $d_{max} = 103$ мкм, минимальный — $d_{min} = 8.7$ мкм);
- время обледенения 438 с;
- условие прилипания на стенке $v_{wall} = 0$ м/с, длина хорды крыла $c = 533,4$ мм.

Преимуществом данного метода является получение так называемой макрошероховатости, ключевой для задач обледенения. При этом ее характерный размер регулируется из вычислительных возможностей величиной 2–3 минимальных размера сеточных элементов. Разрешение шероховатости меньшего размера эмпирически, например, с помощью модели Шина [19], учитывается в модели турбулентности в рамках использования тех или иных пристеночных функций.

Подобное новшество отличает полученные численные формы льда от форм с использованием наиболее распространенного сеточного сглаживания (*mesh smoothing*) [20, 21], где из-за меньшего радиуса кривизны по отношению к радиусам льда, лежащим в одной геометрической плоскости с вектором направления потока, макрошероховатости в обработке сглаживаются, тем самым «нейтрализуя» эффекты перетока в перпендикулярных плоскостях к направлению потока.

Выводы

Модифицированный для задач обледенения PSO-метод позволяет не только трансформировать созданную сеточную поверхность на область целевого объекта с приемлемыми показателями качества сеточной структуры, но и адаптировать ее под индивидуальные особенности геометрии ледяных наростов и сохранить важную для анализа влияния на аэродинамические характеристики трехмерную неоднородность по длине поверхности элементов летательных аппаратов.

Стоит отметить, что данный метод не зависит от условий потока и обледенения, от формы исходной геометрии элементов ЛА или ГТД. Его можно использовать не только для задач так называемого «классического» обледенения, но и для проблем, связанных с обледенением в потоке

крупных переохлажденных капель (*SLD conditions*), кристаллов льда и смешанной фазы.

Библиографический список

1. *Ferschitz H., Wannemacher M., Bucek O., Knöbel F.* et al. Development of SLD Capabilities in the RTA Icing Wind Tunnel // SAE International Journal of Aerospace. 2017. Vol. 10. No. 1. DOI: 10.4271/2017-01-9001.
2. *Protat A., McFarquhar G.M., Um J., Delanoë J.* Obtaining Best Estimates for the Microphysical and Radiative Properties of Tropical Ice Clouds from TWP-ICE In Situ Microphysical Observations // Journal of Applied Meteorology and Climatology. 2011. Vol. 50. No. 4, pp. 895–915. DOI: 10.1175/2010jamc2401.1
3. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25. - European Aviation Safety Agency, Amendment 24, 10 January 2020.
4. *Oliver M.J.* Validation Ice Crystal Icing Engine Test in the Propulsion Systems Laboratory at NASA Glenn Research Center // 6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference (16-20 June 2014, Atlanta, GA). AIAA 2014-2898. DOI: 10.2514/6.2014-2898
5. *Goriachev A., Zhulin V., Goriachev P., Grebenkov S.* Experimental Processing of Methodical Questions of Modeling the Atmospheric Cloud Containing Ice Crystals and Mixed Phase // SAE Technical Paper 2019-01-1922. DOI: 10.4271/2019-01-1922.
6. *Kelly D., Habashi W.G., Quaranta G., Masarati P., Fossati M.* Ice Accretion Effects on Helicopter Rotor Performance, via Multibody and CFD Approaches // Journal of Aircraft. 2018. Vol. 55. No. 3, pp. 1165–1176. DOI: 10.2514/1.c033962
7. *Trontin P., Blanchard G., Kontogiannis A., Villedieu P.* Description and assessment of the new ONERA 2D icing suite IGLOO2D // 9th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference (5-9 June 2017, Denver, Colorado). DOI: 10.2514/6.2017-3417
8. *Pendenza A., Habashi W.G., Fossati M.* A 3D mesh deformation technique for irregular in-flight ice accretion // International Journal for Numerical Methods in Fluids. 2015. Vol. 79. No. 5, pp. 215–242. DOI: 10.1002/flid.4049
9. *Pendenza A.* A Robust Mesh Deformation Technique for Long-term Ice Accretion Simulations. - McGill University, Montreal, Quebec Department of Mechanical Engineering, 2015. URL: <http://digitool.library.mcgill.ca/thesisfile135544.pdf>
10. *Tong X., Thompson D., Arnoldus Q., Collins E., Luke E.* Three-Dimensional Surface Evolution and Mesh Deformation for Aircraft Icing Applications // Journal of Aircraft. 2017. Vol. 54. No. 3, pp. 1047–1063. DOI: 10.2514/1.c033949
11. *de Goes F., Martinez A.* Mesh wrap based on affine-invariant coordinates // Conference SIGGRAPH'19. No. 4, pp. 1–2. DOI: 10.1145/3306307.3328162
12. *Budninskiy M., Liu B., Tong Y., Desbrun M.* Spectral Affine-Kernel Embeddings // Computer Graphics Forum “Symposium on Geometry Processing” SGP-2017. Vol. 36. No. 5, pp. 117–129. DOI: 10.1111/cgf.13250
13. *Sigal I.A., Hardisty M.R., Whyne C.M.* Mesh-morphing algorithms for specimen-specific finite element modeling // Journal of Biomechanics. 2008. Vol. 41. No. 7, pp. 1381–1389. DOI: 10.1016/j.jbiomech.2008.02.019
14. *Lee Y.K., Lim C.K., Ghazialam H., Vardhan H., Eklund E.* Surface mesh generation for dirty geometries by the Cartesian shrink-wrapping technique // Engineering with Computers. 2009. Vol. 26. No. 4, pp. 377–390. DOI: 10.1007/s00366-009-0171-0
15. *Артемов А.Ю.* Быстрое упрощение 2,5-мерной сетки треугольников с заданной точностью // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 6. С. 204–212.
16. *Vargas M., Broughton H., Sims J.J., Bleeze B., Gaines V.* Local and Total Density Measurements in Ice Shapes // 43rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. NASA/TM–2005-213440. AIAA–2005–0657. URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20050160244.pdf>
17. *Menter F.R.* Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA Journal. 1994. Vol. 32. No. 8, pp. 1598–1605. DOI: 10.2514/3.12149
18. *Myers T.G.* Extension to the Messenger Model for Aircraft Icing // AIAA Journal. 2001. Vol. 39. No. 2, pp. 211–218. DOI: 10.2514/2.1312
19. *Shin J.* Characteristics of surface roughness associated with leading-edge ice accretion // Journal of Aircraft. 1996. Vol. 33. No. 2, pp. 316–321. DOI: 10.2514/3.46941
20. *Cao Y., Ma C., Zhang Q., Sheridan J.* Numerical simulation of ice accretions on an aircraft wing // Aerospace Science and Technology. 2012. Vol. 23. No. 1, pp. 296–304. DOI: 10.1016/j.ast.2011.08.004
21. *Hu L., Zhu X., Chen J., Shen X., Du Z.* Numerical simulation of rime ice on NREL Phase VI blade // Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 2018. Vol. 178, pp. 57–68. DOI: 10.1016/j.jweia.2018.05.007

APPLYING A MODIFIED SURFACE MESH WRAPPING METHOD FOR NUMERICAL SIMULATION OF ICING PROCESSES

Gulimovskii I.A. *, Greben'kov S.A.**

Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov,
CIAM, 2, Aviamotornaya str., Moscow, 111116, Russia

* e-mail: brotdieb@yandex.ru

** e-mail: sagrebenkov@ciam.ru

Abstract

Flight safety in drastic meteorological conditions remains an extremely important task to this day. With the advent of high-performance computing software, allowing perform simulation of complex physical phenomena with plausible degree of accuracy, a wide spectrum of research trends, helping specialists all over the world study in most detail those phenomena, which could studied earlier by performing the full-scale experiment, is being opened.

The topic of the presented work is the surface wrapping method (SWM method) adaptation to increase modeling quality of the aircraft icing processes to predict more accurately the places, shape and size of ice deposits for further activities on the anti-icing systems design and testing techniques, including certification ones, development.

The essence of this method consists in transforming created mesh surface to the area of the target object. The original mesh may be of a uniform structure with the same distances between nodes, or an adaptive one with dimensions that are a function of the curvature and characteristic dimensions of the object body. The SWM method mathematical model can be based on nodes displacement along the normal to the target object, or on minimizing the function of the node displacement energy. The resulting offset nodes are used for the object surface mesh restructuring, and building volume elements in the entire area in totality

In the framework of icing numerical modeling, elements elongation due to the large curvature of the ice, often inherent in the “glassy” type, may lead at a certain moment to the mesh zone overlapping, formation of closed volumes, elements “degeneration” and other defects. Thus, this method algorithm is supplemented by modifying the separation of the low-quality mesh element into several ones, and preliminary diagnostics of the sharp “peaks” presence, point contact of cells and nodes and determination of macro cavities with their coordinates derivation

As the result of the suggested method application, the authors managed to obtain complex shapes of the

ice buildups much more closer to the experimental data compared to the conventional smoothing techniques, employed in the majority of computing software.

The above described approach application brings prediction quality of the shape and size of ice deposits to the new level, especially on the thin elements of blades profiles and guide vanes, as well as under icing conditions, when buildups of rather complex shape might occur, including air inclusions inside as well.

Keywords: adaptation of numerical surface mesh, facet model wrapping method, mesh area restructuring, aircraft elements icing.

References

1. Ferschitz H., Wannemacher M., Bucek O., Knöbel F. et al. Development of SLD Capabilities in the RTA Icing Wind Tunnel. *SAE International Journal of Aerospace*, 2017, vol. 10, no. 1. DOI: 10.4271/2017-01-9001.
2. Protat A., McFarquhar G.M., Um J., Delanoë J. Obtaining Best Estimates for the Microphysical and Radiative Properties of Tropical Ice Clouds from TWP-ICE In Situ Microphysical Observations. *Journal of Applied Meteorology and Climatology*, 2011, vol. 50, no. 4, pp. 895–915. DOI: 10.1175/2010jamc2401.1
3. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25*. European Aviation Safety Agency, Amendment 24, 10 January 2020.
4. Oliver M.J. Validation Ice Crystal Icing Engine Test in the Propulsion Systems Laboratory at NASA Glenn Research Center. *6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference (16–20 June 2014, Atlanta, GA)*. AIAA 2014-2898. DOI: 10.2514/6.2014-2898
5. Goriachev A., Zhulin V., Goriachev P., Grebenkov S. Experimental Processing of Methodical Questions of Modeling the Atmospheric Cloud Containing Ice Crystals and Mixed Phase. *SAE Technical Paper 2019-01-1922*. DOI: 10.4271/2019-01-1922.
6. Kelly D., Habashi W.G., Quaranta G., Masarati P., Fossati M. Ice Accretion Effects on Helicopter Rotor Performance, via Multibody and CFD Approaches. *Journal of Aircraft*, 2018, vol. 55, no. 3, pp. 1165–1176. DOI: 10.2514/1.c033962

7. Trontin P., Blanchard G., Kontogiannis A., Villedieu P. Description and assessment of the new ONERA 2D icing suite IGLOO2D. *9th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference (5-9 June 2017, Denver, Colorado)*. DOI: 10.2514/6.2017-3417
8. Pendenza A., Habashi W.G., Fossati M. A 3D mesh deformation technique for irregular in-flight ice accretion. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2015, vol. 79, no. 5, pp. 215–242. DOI: 10.1002/flid.4049
9. Pendenza A. *A Robust Mesh Deformation Technique for Long-term Ice Accretion Simulations*. McGill University, Montreal, Quebec Department of Mechanical Engineering, 2015. URL: <http://digitool.library.mcgill.ca/thesisfile135544.pdf>
10. Tong X., Thompson D., Arnoldus Q., Collins E., Luke E. Three-Dimensional Surface Evolution and Mesh Deformation for Aircraft Icing Applications. *Journal of Aircraft*, 2017, vol. 54, no. 3, pp. 1047–1063. DOI: 10.2514/1.c033949
11. de Goes F., Martinez A. Mesh wrap based on affine-invariant coordinates. *Conference SIGGRAPH '2019*, no. 4, pp. 1–2. DOI: 10.1145/3306307.3328162
12. Budninskiy M., Liu B., Tong Y., Desbrun M. Spectral Affine-Kernel Embeddings. *Computer Graphics Forum "Symposium on Geometry Processing" SGP-2017*, vol. 36, no. 5, pp. 117–129. DOI: 10.1111/cgf.13250
13. Sigal I.A., Hardisty M.R., Whyne C.M. Mesh-morphing algorithms for specimen-specific finite element modeling. *Journal of Biomechanics*, 2008, vol. 41, no. 7, pp. 1381–1389. DOI: 10.1016/j.jbiomech.2008.02.019
14. Lee Y.K., Lim C.K., Ghazialam H., Vardhan H., Eklund E. Surface mesh generation for dirty geometries by the Cartesian shrink-wrapping technique. *Engineering with Computers*, 2009, vol. 26, no. 4, pp. 377–390. DOI: 10.1007/s00366-009-0171-0
15. Artemiev A.Yu. Rapid error-bounded simplification of a 2.5-dimensional triangular mesh. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 6, pp. 204–212.
16. Vargas M., Broughton H., Sims J.J., Bleeze B., Gaines V. Local and Total Density Measurements in Ice Shapes. *43rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. NASA/TM-2005-213440*. AIAA-2005-0657. URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20050160244.pdf>
17. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 1994, vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605. DOI: 10.2514/3.12149
18. Myers T.G. Extension to the Messinger Model for Aircraft Icing. *AIAA Journal*, 2001, vol. 39, no. 2, pp. 211–218. DOI: 10.2514/2.1312
19. Shin J. Characteristics of surface roughness associated with leading-edge ice accretion. *Journal of Aircraft*, 1996, vol. 33, no. 2, pp. 316–321. DOI: 10.2514/3.46941
20. Cao Y., Ma C., Zhang Q., Sheridan J. Numerical simulation of ice accretions on an aircraft wing. *Aerospace Science and Technology*, 2012, vol. 23, no. 1, pp. 296–304. DOI: 10.1016/j.ast.2011.08.004
21. Hu L., Zhu X., Chen J., Shen X., Du Z. Numerical simulation of rime ice on NREL Phase VI blade. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2018, vol. 178, pp. 57–68. DOI: 10.1016/j.jweia.2018.05.007