

# Разработка решателя iceFoam для моделирования процесса обледенения

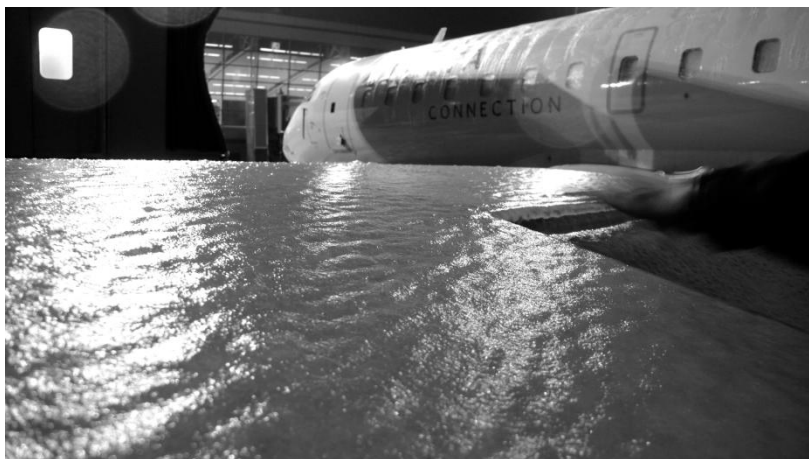
Константин Кошелев,  
Валерия Мельникова,  
Сергей Стрижак  
ИСП РАН, г. Москва

Международная конференция  
“Иванниковские чтения”, г. Орел.  
25-26.09.2020

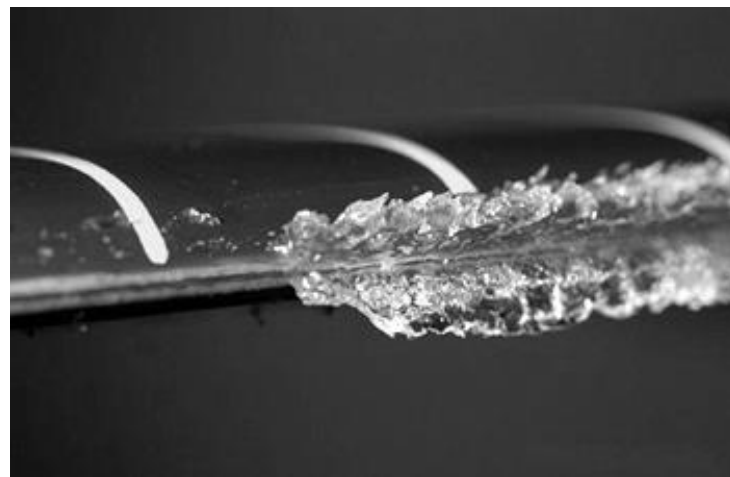
# Содержание

- Актуальность проблемы
- Архитектура и разработка решателя iceFoam
- Математическая модель
- Тестовые примеры
- Первые результаты
- Заключение

# Актуальность проблемы: безопасность полетов самолета и оценка АДХ



Пример образования наледи на крыле



An example of glaze-ice accretion



An example of rime-ice accretion

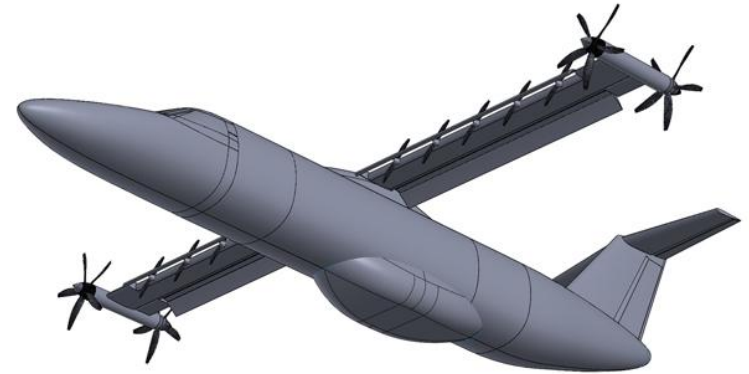


Использование противообледенительной жидкости

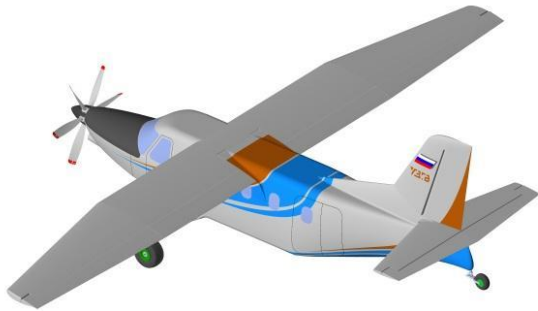
# Постановка задачи обледенения для самолетов ШФДМС, Байкал (пропеллер, шасси, хвостовое колесо), L-610 (2 пропеллера)



ШФДМС С929      280 пасс. на 12000 км



2019: Концепт регионального самолета с гибридной силовой установкой. ЦАГИ.



Моноплан с высокорасположенным подкосным крылом. 9 пасс. на 4500 км. Полеты на Севере. Заказчик - «Полярные авиалинии» из Якутии. Высота полета – до 4 км.



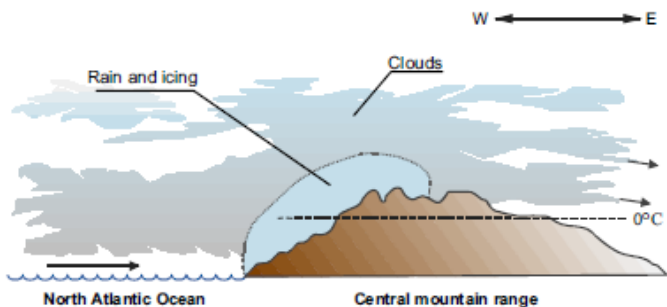
Самолет L-610. 40 пасс. на 2420 км.

Вопрос- имеется ли ПОС ?

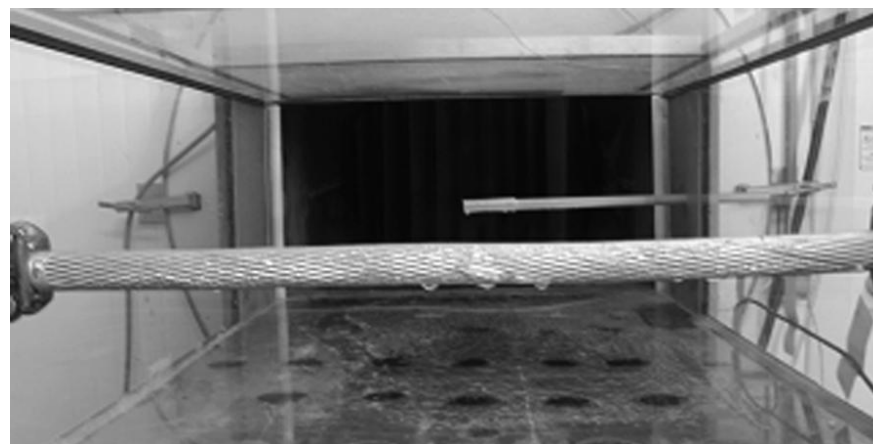
# Обледенение линий электропередач

(S. Fikke et al. COST 727: Atmospheric Icing on Structures

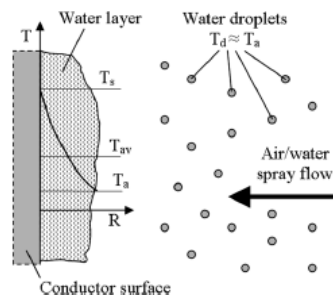
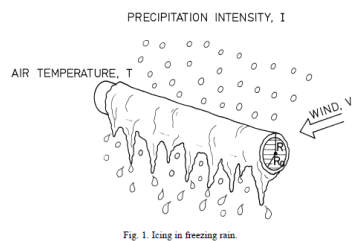
Measurements and data collection on icing: State of the Art. 2006. Publication of MeteoSwiss, 75, 110 pp.)



Presence of air gaps and arc development



Wind tunnel test section with a conductor covered with water layer.



# Различные формы и типы льда

## Приложения С, О, Р, D – авиационные правила АП 25 / CS 25

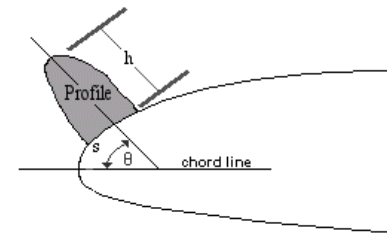
### 1) Лед с элементами шероховатости

- Размеры шероховатости льда больше чем размеры пограничного слоя
- Основные эффекты определяются плотностью, высотой, положением поверхности



### 2) Horn ice (лед с формой рога – рогообразный)

- Характеризуется большими отрывными зонами
- Влияние: Высота, Угол, расположение



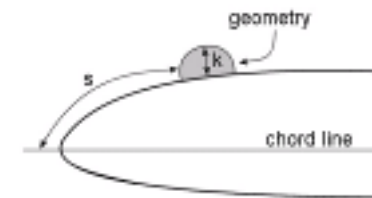
### 3) Streamwise ice (лед, совпадающий с направлением по потоку)

- Формы льда совпадают с определяющими гранями
- Поверхностная шероховатость может иметь большое значение на АДХ



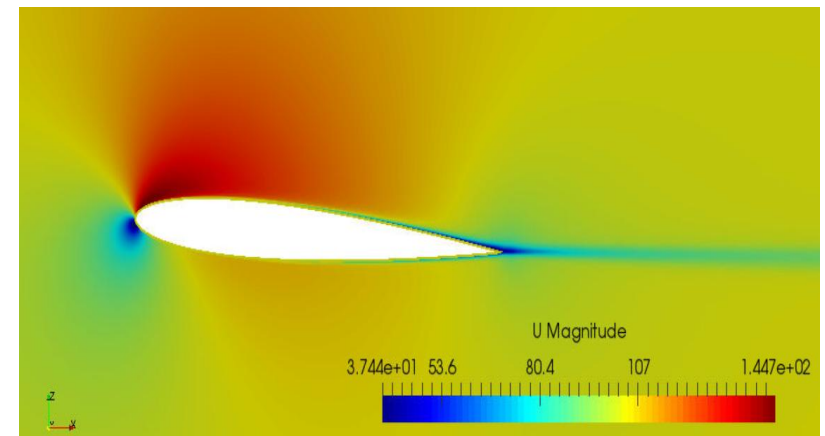
### 4) Spanwise-ridge ice (ледовый гребень – барьерный)

- Obstacle in the flow since “airfoil” boundary layer has time to develop
- Расположение и высота являются ключевыми параметрами, но геометрия гребня также важна



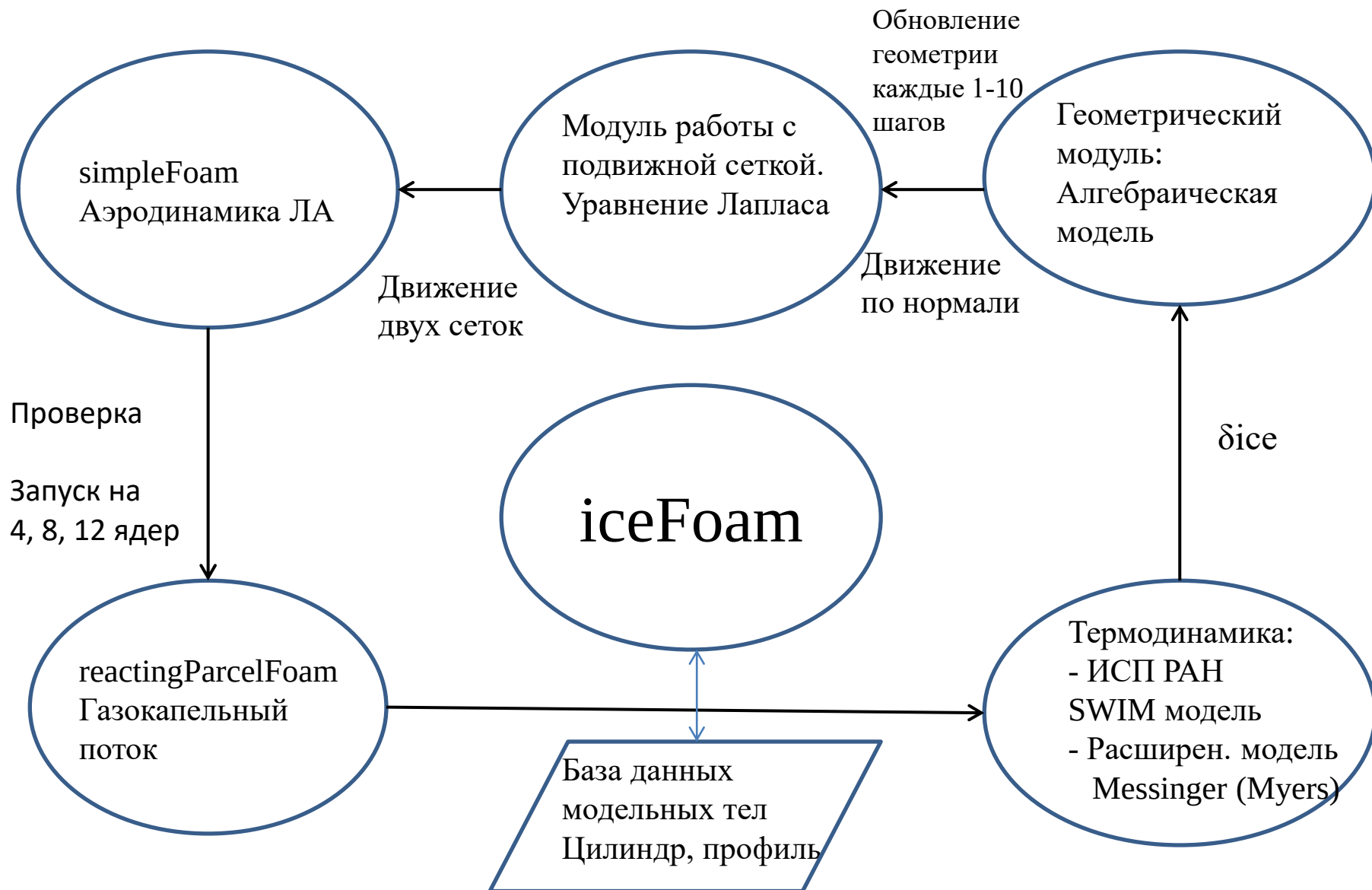
# Основные определяющие параметры в задачах моделирования обледенения

- Объемная доля воды -  $\alpha$ ,
- Температура капли -  $T_\infty$ ,
- Скорость капли -  $V_\infty$ ,
- Время образования льда - icing time  $\tau$ ,
- Эффективность поверхности аккумулировать капли –  $\beta$ ,
- Средний диаметр капли - median volume diameter (MVD)  $\delta$ ,
- Водосодержание - liquid-water content (LWC),
- Угол атаки - angle of attack (AOA),
- Хорда крыла -  $c$ ,
- Число Рейнольдса -  $Re$ ,
- Число Маха -  $M_\infty$ ;
- Число Фруда –  $Fr$ ,
- Число Вебера –  $We$ .





# Разработка эйлер-лагранжев решателя iceFoam на базе OpenFOAM v1912 в ИСП РАН.





Сопряженный  
решатель FVM/FEM  
для моделирования  
работы ПОС

**Приложение С**  
Модели  
турбулентности  
с шероховатостью  
для URANS

**Приложение С/О**  
Методы понижения  
размерности системы  
ROM/POD  
K-means алгоритм

**Приложение О**  
- Модели для  
деформации капель  
- Модели соударения  
капель с поверхностью

**Развитие решателя  
iceFoam  
( Приложения С,О,Р,D)**

**Приложение Р/D**  
- Модель для частиц  
эллипсоидов  
- Механические свойства  
частиц льда

Программирование:  
- Возможности  
автоматизации в  
программе

Методы работы с  
сеткой:  
- Продвижение в  
направлении норм.  
к плоскости  
- Метод биссектрис

Обработка данных:  
- Расчет  $\beta$   
- Расчет  $htc$   
- Визуализация  
толщины льда

**Приложение С**  
Методы для  
расчета “glaze ice”:  
- IBM  
- Level of set  
- Модель Messinger

Коммерческие коды: Ansys Fensap-ICE, Star-CCM+, Aircraft Icing Design, Tesis Flowvision.

Частные коды: NASA Lewice, ONERA IGLOO3D, NSCODE-ICE, CANICE, PoliMICE, ФГУП «ЦАГИ» ICESIM, Логос

### Приложение С

- Модель Messenger
- Модель Myers
- Модель пленки SWIM
- Модель пленки ONERA

### Приложение С

Модель турбулентности k-omega SST, SA с шероховатостью для URANS

### Приложение С

Методы понижения размерности системы ROM/POD  
K-means алгоритм

### Приложение С

- Модели соударения капель
- Модели распределения капель по размерам

## Развитие решателя iceFoam

Эйлер-Лагранжев подход

### Приложение С

- Модели для частиц расчета коэффициента сопротивления  $C_d$

### Приложение С

Программирование:  
- Возможности автоматизации в программе

### Движение границы

- Продвижение в напр. норм. к поверхности
- Метод биссектрис 1,2
- Метод фронта границы сетки

### Приложение С

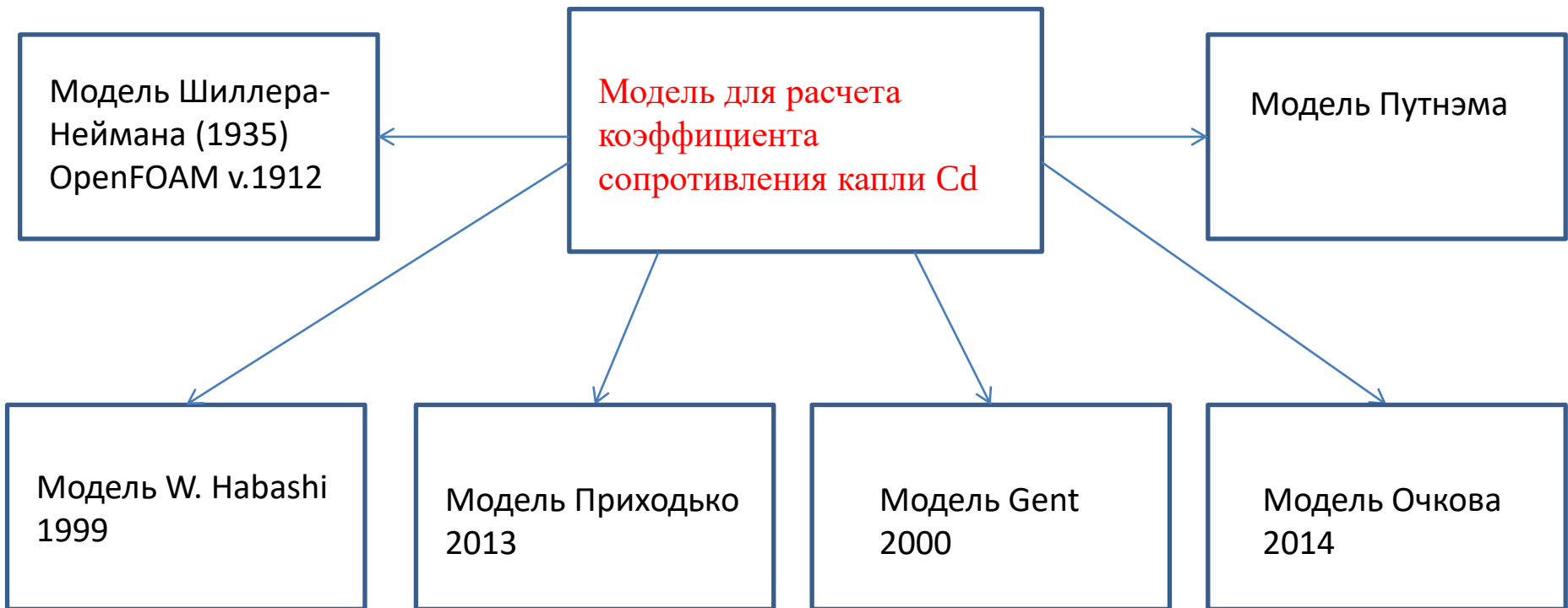
Обработка данных:  
- Расчет  $\beta$   
- Расчет  $h_{tc}$   
- Визуализация толщины льда

### Приложение С

Методы для расчета "glaze ice":  
- IBM  
- Level of set  
- Метод B-сплайнов

# Приложение С

## (жидкие капли с диаметром (MVD) до 40 мкм)



$$C_D = (24/Re_d)(1 + 0.15 Re_d^{0.687}) \quad \text{for } Re_d \leq 1300$$

$$C_D = 0.4 \quad \text{for } Re_d > 1300$$

(3)

# Приложение С

Методы построения  
расчетной сетки

```
graph TD; A[Методы построения расчетной сетки] --> B[Уравнение Лапласа OpenFOAM v.1912.]; A --> C[Метод Шепарда]; A --> D[Метод пружинной аналогии. OpenFoam v.1912]; A --> E[Метод Dynamic Mesh Refinement];
```

Уравнение Лапласа  
OpenFOAM v.1912.

Метод Шепарда

Метод пружинной  
анalogии.  
OpenFoam v.1912

Метод Dynamic  
Mesh Refinement

# Математическая модель.

## Решатель iceFoam.

Эйлеров  
континуальный подход



Дискретный Лагранжев  
подход



Модель тонкой  
поверхностной пленки  
(Эйлеров подход)

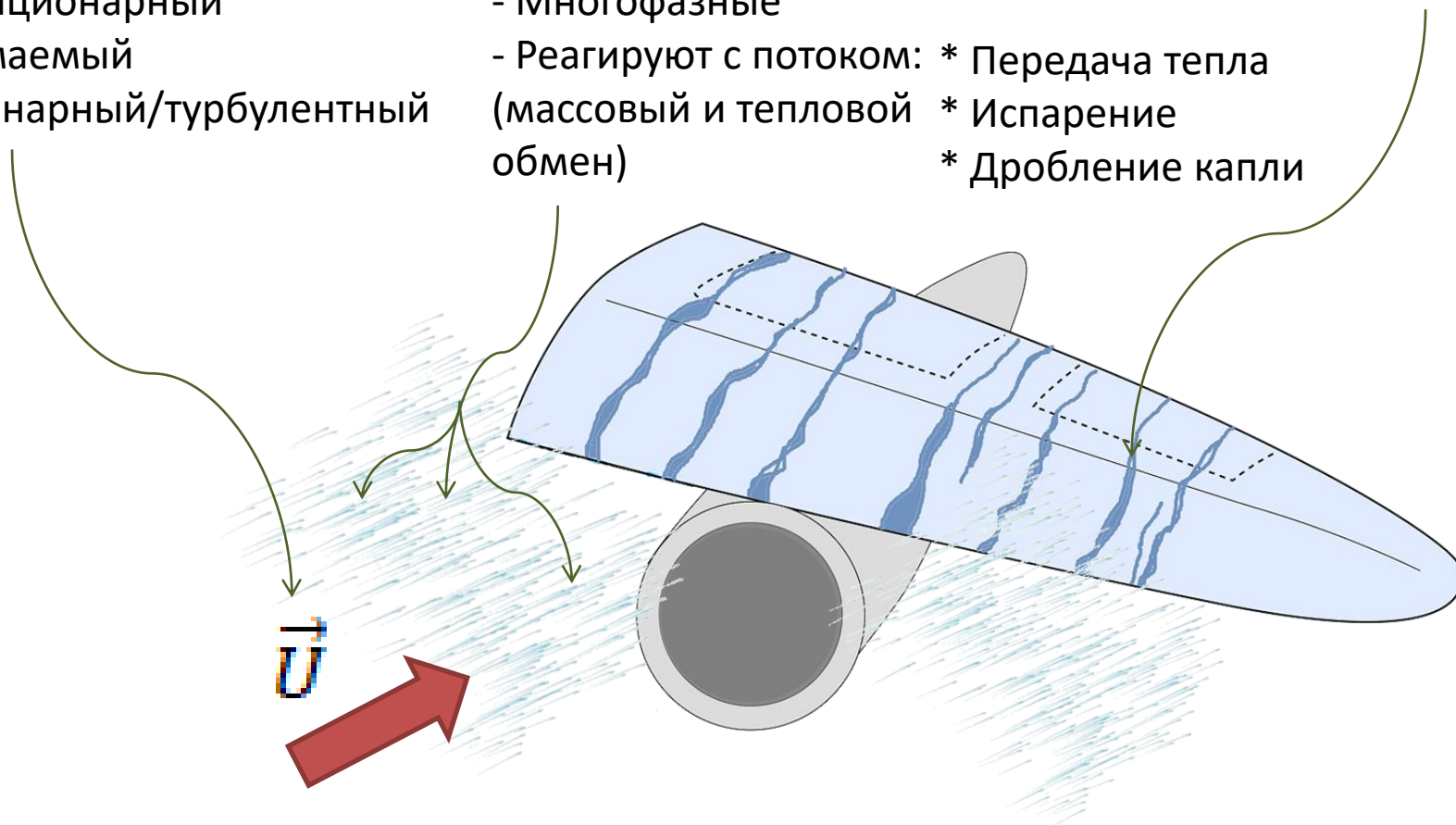
Поток воздуха

- Нестационарный
- Сжимаемый
- Ламинарный/турбулентный

Капли (частицы)

- Многофазные
- Реагируют с потоком:
  - \* Передача тепла
  - \* Испарение
  - \* Дробление капли

Струйки воды (дождь)



# Эйлеров континуальный подход

- Уравнение сохранения массы  $\rho$  смеси:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\vec{U} \rho) = \dot{\rho}_v$$

- Уравнение баланса импульса смеси:

$$\frac{\partial \rho \vec{U}}{\partial t} + \nabla \cdot (\vec{U} \rho \vec{U}) + \sum_i \rho_i^0 \vec{W}_i \vec{W}_i = \dot{\rho}_v \vec{U}_v + \nabla \cdot \hat{\sigma} + \rho \vec{g}$$

- Уравнение баланса энергии смеси:

$$\frac{\partial \rho e}{\partial t} + \nabla \cdot (\vec{U} \rho e) + \sum_i \nabla \cdot \vec{W}_i \rho_i^0 e_i = -\nabla \cdot (\hat{\sigma} \cdot \vec{U}) - \nabla \cdot \vec{q} + \dot{\rho}_v e_v$$

$\vec{U}$  - среднemasсовая скорость  
 $\vec{W}_i$  - относительная скорость компонент  
 $\hat{\sigma}$  - тензор вязких напряжений  
 $\vec{q}$  - вектор теплового потока

- Уравнение баланса массы одного компонента смеси  $\rho Y_v$ :

$$\frac{\partial \rho Y_v}{\partial t} + \nabla \cdot (\vec{U} \rho Y_v) + \nabla \cdot \vec{W}_v \rho_v^0 = \dot{\rho}_v ,$$

- Уравнение баланса массы второго компонента смеси  $\rho Y_a$ :

$$\frac{\partial \rho Y_a}{\partial t} + \nabla \cdot (\vec{U} \rho Y_a) + \nabla \cdot \vec{W}_a \rho_a^0 = 0$$

- Замыкающее соотношение для массовых долей смеси:

$$Y_a + Y_g + Y_v = 1$$

# Дискретный Лагранжев подход

- Уравнение движения:

$$\frac{d\vec{x}_p}{dt} = \vec{U}_p$$

- Уравнение баланса сил:

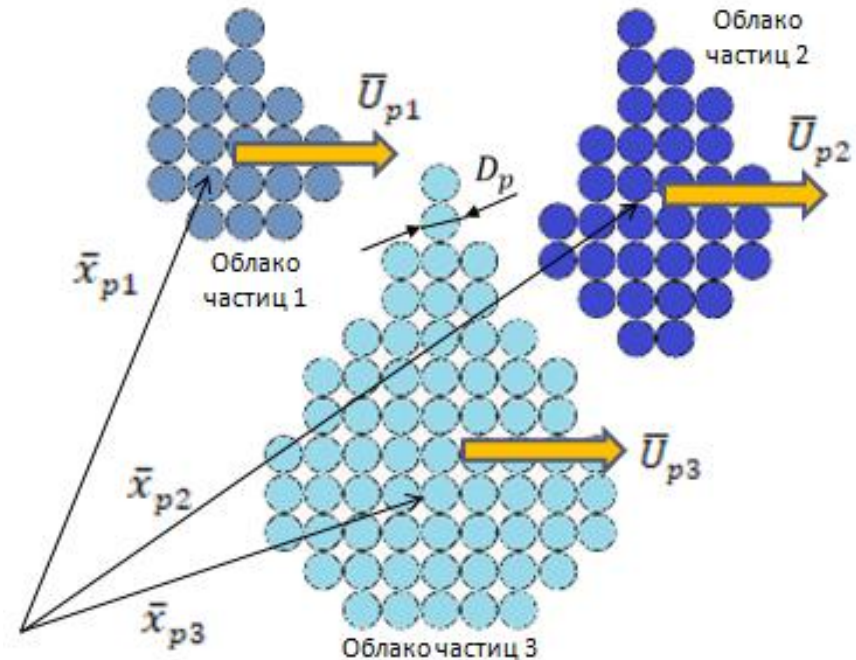
$$m_p \frac{d\vec{U}_p}{dt} = \sum \vec{F}_i = \vec{F}_D + \vec{F}_G = \frac{3 m_p \mu C_D Re_p}{4 \rho_p D_p^2} (\vec{U} - \vec{U}_p) + m_p \vec{g} \left(1 - \frac{\rho}{\rho_p}\right)$$

- Уравнение баланса массы капли:

$$\frac{dm_p}{dt} = \dot{m}_p$$

- Уравнение баланса энергии капли:

$$m_p \frac{dh_p}{dt} = q_T S_p - \dot{m}_p L$$



Модели взаимодействия газового потока и капель:

- модель передачи тепла - Ранца-Маршалла
- модель испарения - Сполдинга
- модель разрыва капли - Taylor Analogy Breakup (TAB)

Результирующая модель: URANS + k-omega SST (SA) модель турбулентности



# Модель тонкой поверхностной пленки

две модели: *kinematicSingleLayer* и *thermoSingleLayer*  
(2-ая аналогична 1-ой, только учитывает термодинамические эффекты)

Уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \rho \delta}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \delta \vec{U}) = S_{imp} + S_{splash} + S_{evap} + S_{sep}$$

Уравнение импульса:

$$\frac{\partial \rho \delta \vec{U}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \delta \vec{U} \vec{U}) = -\delta \nabla p + S_{\rho \delta U}$$

Уравнение толщины пленки  $\delta$  :

$$\frac{\partial (\rho \delta^{k+1})}{\partial t} + \rho \nabla \cdot \left( \left[ \frac{\mathbf{H}[\mathbf{U}]}{\mathbf{A}_P} - \frac{\delta^{k2}}{A_P} \nabla P_p - \frac{\delta^k}{A_P} \nabla P_u + \frac{\delta^k}{A_P} \rho g_t \right] \delta^{k+1} \right) - \nabla \cdot \left( \frac{\delta^k \delta^k P_p}{A_P} \nabla \delta^{k+1} \right) = S_\delta$$

$S_{imp}$  - масса, добавленная в пленочный слой из-за столкновения частиц,

$S_{splash}$  - масса, покидающая пленочный слой из-за разбрызгивания частиц,

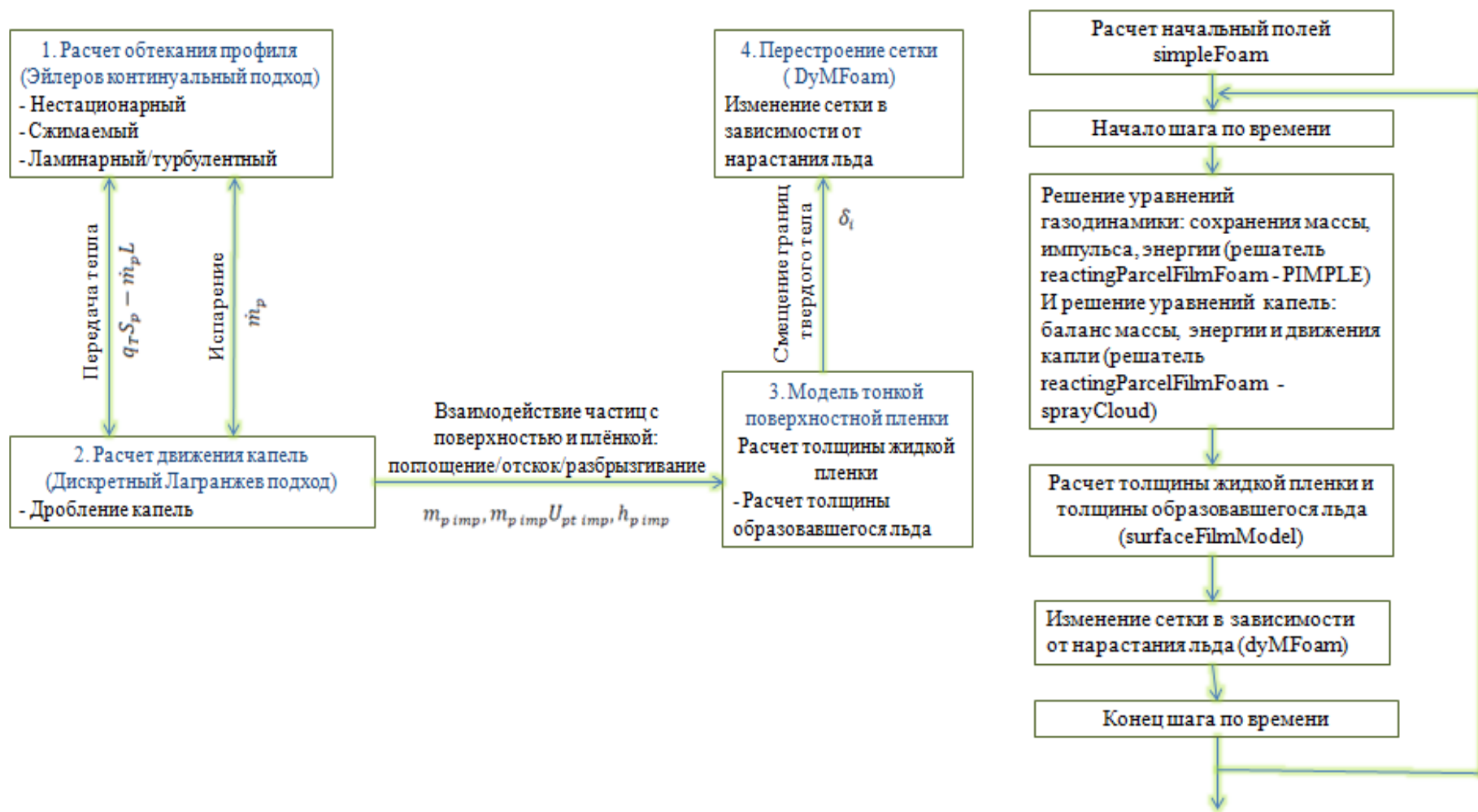
$S_{evap}$  - испарившаяся масса,

$S_{sep}$  - изменение массы за счет потенциального разделения пленочного слоя

Таблица. Возможные подмодели

| Модель                | Название         | Возможные варианты  | Описание                                     |
|-----------------------|------------------|---------------------|----------------------------------------------|
| Термическая модель    | thermoModel      | constant            | Постоянные термодинамические характеристики  |
|                       |                  | singleComponent     | Термодинамические характеристики вычисляются |
| Силы                  | forces           | surfaceShear        | Сила трения по поверхности                   |
|                       |                  | thermocapillary     | Термокапиллярная сила (Марангони)            |
|                       |                  | contactAngle        | Сила краевого угла смачивания                |
| Модели впрыска        | injectionModels  | curvatureSeparation | Разрыв пленки из-за кривизны стенки          |
|                       |                  | drippingInjection   | Ввод капель вследствие капания               |
| Модель изменения фазы | phaseChangeModel | none                | Не учитывается                               |
|                       |                  | standardPhaseChange | Модель испарения, включая кипение            |

# Общая концепция и блок-схема решателя iceFoam



# Модель Shallow Water Icing Model-SWIM

Уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \rho_p \delta}{\partial t} + \text{div}(\rho_p \delta \vec{U}) = S_{imp} + S_{evap} - S_{ice}$$

Уравнение движения:

$$u(x, y) = f(\tau_{wall}, y)$$

$$u(x) = \frac{1}{h_f} \int_0^{h_f} u(x, y) dy = \frac{h_f}{2\mu_w} \tau_{wall}(x)$$

$$u(x, y) = (y/\mu_w) \tau_{wall}(x)$$

Уравнение энергии:

$$\frac{\partial \rho_p \delta h}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_p \delta \vec{U} h) = S_{imp} \frac{U_{imp}^2}{2} + S_{evap} L_{evap} + Q_{rad} + Q_c - Q_{wall} +$$

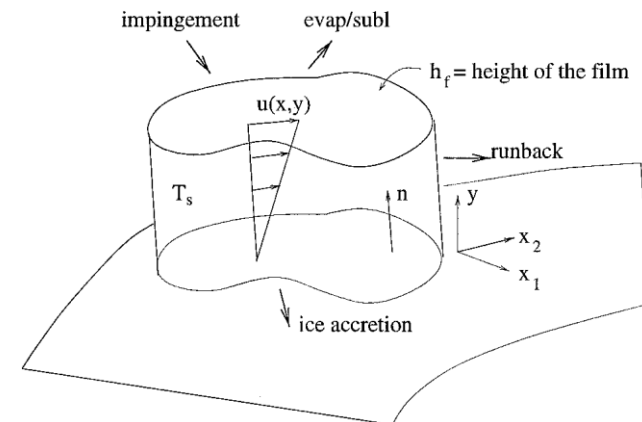
$$+ S_{imp} C_w (T_{imp} - T) - S_{ice} C_{ice} (T - T_{ref}) + S_{ice} L_f$$

Толщина льда  $h_i$

$$\rho_i \frac{\partial \delta_i}{\partial t} = S_{ice}$$

Система уравнений (1-4) имеет 5 неизвестных  $\delta, \vec{U}, T, S_{ice}, \delta_i$

Bourgault Y., Beaugendre H., Habashi W. Development of a shallow-water icing model in FENSAP-ICE // Journal of Aircraft. 2000. Vol. 37, No. 4, P. 640–646.



## SWIM модель

- **1-ый сценарий.** Полагаем, что льда нет.  $\delta_i = 0$   
Тогда можно рассчитать толщину и температуру пленки воды, при которых нет образования льда.
- **2-ой сценарий.** Полагаем, что температура пленки равна температуре замерзания.  $T = T_{ref}$   
Тогда можно рассчитать толщину пленки воды и толщину льда.
- **3-ий сценарий.** Полагаем, что пленки воды нет.  $\delta = 0$   
Тогда можно рассчитать температуру пленки воды (которой нет!) и толщину льда.  
Рассмотрим пока только 2-ой сценарий.  
Тогда из (3) в предположении  $T = T_{ref}$   
и энтальпия есть функция только температуры  $H_f = H(T_{ref})$   
можно получить формулу для расчета

Расширенная 1D модель Messinger ( Messinger, В. “Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of airspeed”,1953). Стоки и источники тепла.

Переохлажденные капли  
воды:  $T_d \approx T_a = -10...0\text{ }^{\circ}\text{C}$

$T_a$  – температура  
воздуха

$Q_k = (\beta W G) W^2 / 2$  – кинетическая  
энергия капель  
 $Q_a = r H_{aw} W^2 / (2 c_a)$  –  
аэродинамический нагрев

$Q_c = H_{aw} (T_w - T_a)$  – конвективный  
теплообмен  
 $Q_e = \chi [e(T_w) - e(T_a)]$  – испарение

Температура  
воды:  
 $\vartheta(z, t)$

Вода

$z$   
 $B(t) + h(t)$

$Q_d = \beta W G (T_w - T_a)$  –  
охлаждение каплями

$Q_l = \rho L_f \partial B / \partial t$  –  
Выделение скрытой  
теплоты плавления

$T(z, t)$  –  
Температура льда

Лёд

$B(t)$

Нижняя граница:  
 $T(z = 0, t) = T_s$

# Необходимые внешние параметры

1.  $\beta WG$  – плотность потока массы  $[\text{кг}/(\text{м}^2\text{с})]$

1.  $\beta$  – коэффициент улавливания (безразмерный)

2.  $W$  – скорость набегающего потока  $[\text{м}/\text{с}]$

3.  $G$  – содержание воды в воздухе  $[\text{кг}/\text{м}^3]$

2.  $T_a$  – температура окружающего воздуха

3.  $P_a$  – окружающее давление

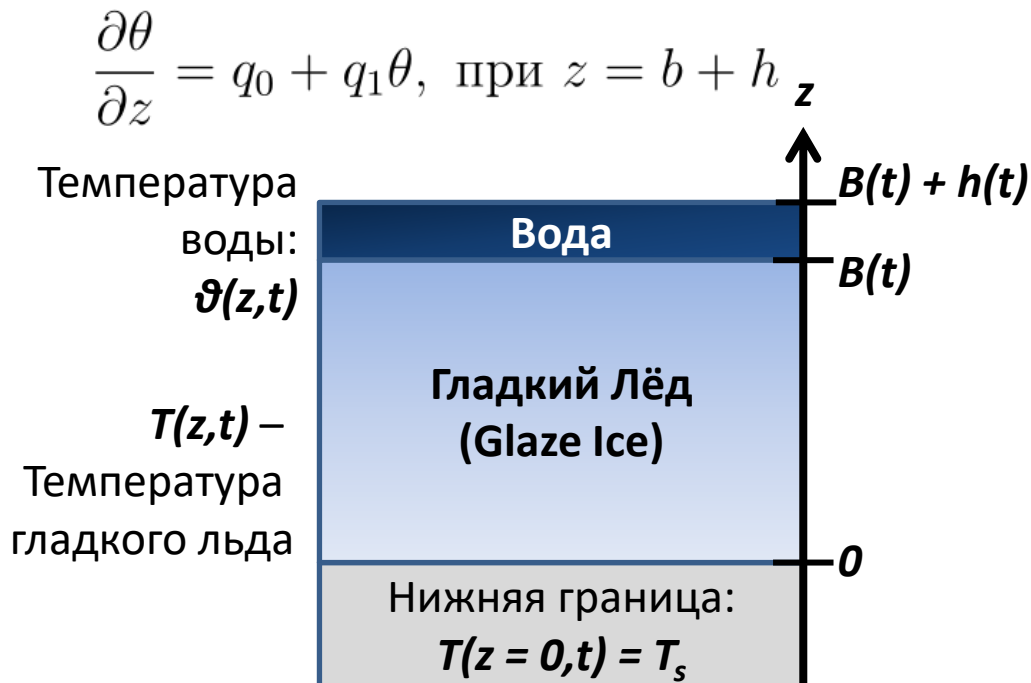
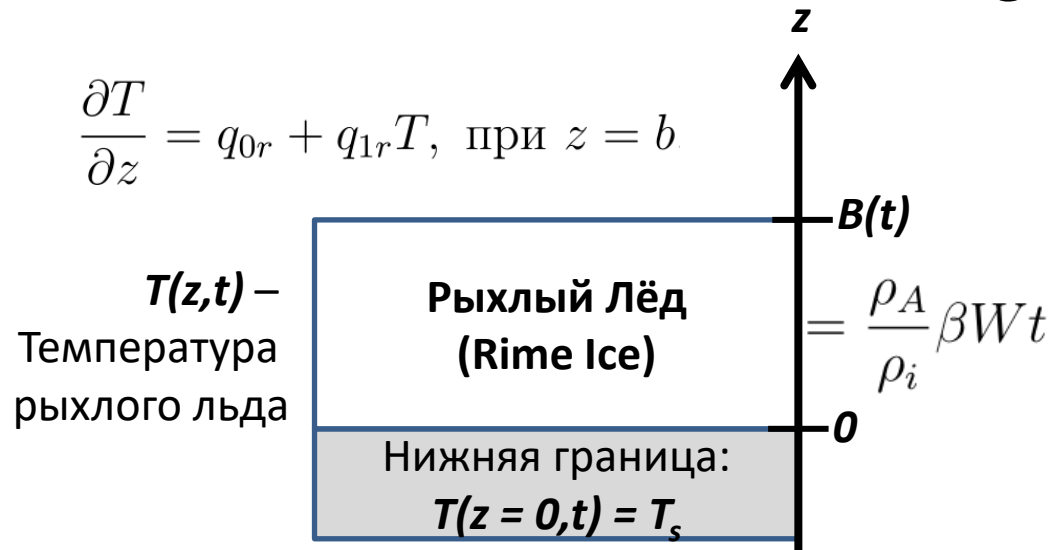
4.  $\mathbf{A}$  – вектор напряжений

$Q_d = \beta WG(T_w - T_a)$  – охлаждение каплями

$Q_k = (\beta WG)W^2/2$  – кинетическая энергия капель

$Q_a = r H_{aw} W^2/(2c_a)$  – аэродинамический нагрев

# Extended Messinger Model



## Этап I. Образование рыхлого льда

- Процесс квазистационарный:

$$T = T_s + \frac{q_{0r} + q_{1r}T_s}{1 - q_{1r}b} z$$

- Процесс происходит до момента времени  $t_w$  при этом образуется лёд толщиной  $B_w$

$$b_w = \frac{T_f - T_s}{q_{0r} + q_{1r}T_f} = \frac{\rho_A}{\rho_i} \beta W t_w$$

## Этап II. Образование гладкого льда и воды

- Весь рыхлый лёд превращается в гладкий
- Процесс квазистационарный:

$$T = T_s + (T_f - T_s) \frac{z}{b},$$

$$\theta = T_f + \frac{q_0 + q_1 T_f}{1 - q_1 h} (z - b)$$

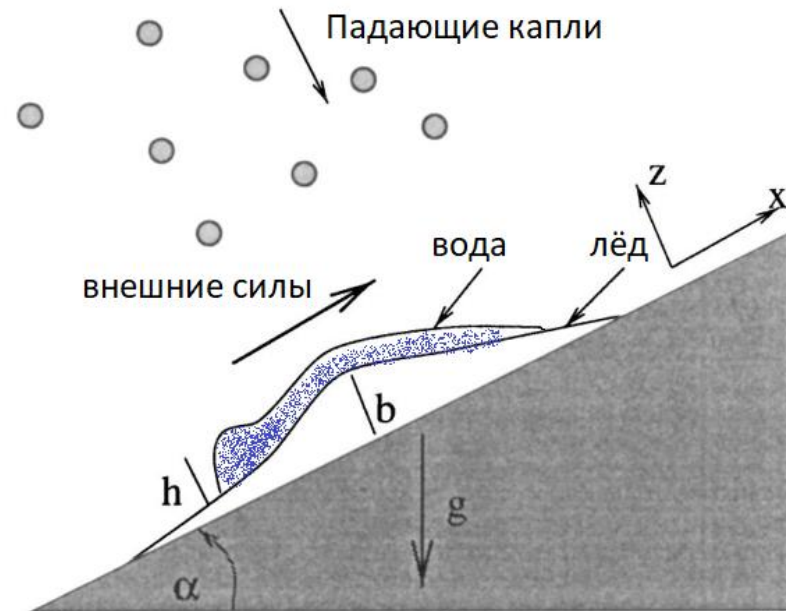
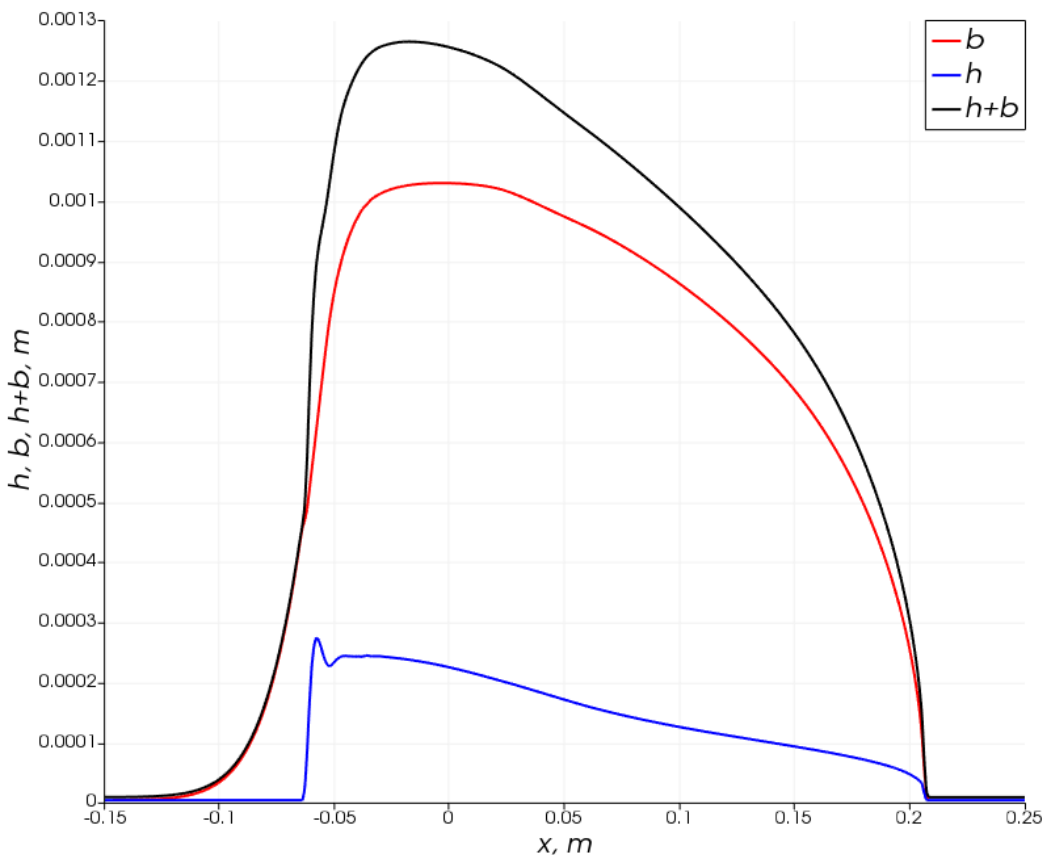
- Условие Стефана:**

$$\rho_i \frac{\partial b}{\partial t} = k_i \frac{T_f - T_s}{b} - k_w \frac{q_0 + q_1 T_f}{1 - q_1 h}$$

# Задача нарастания льда в двумерном случае

Разработан решатель в OpenFOAM для моделирования процессов обледенения в рамках модели Extended Messinger.

Проведена апробация на двумерной задаче.



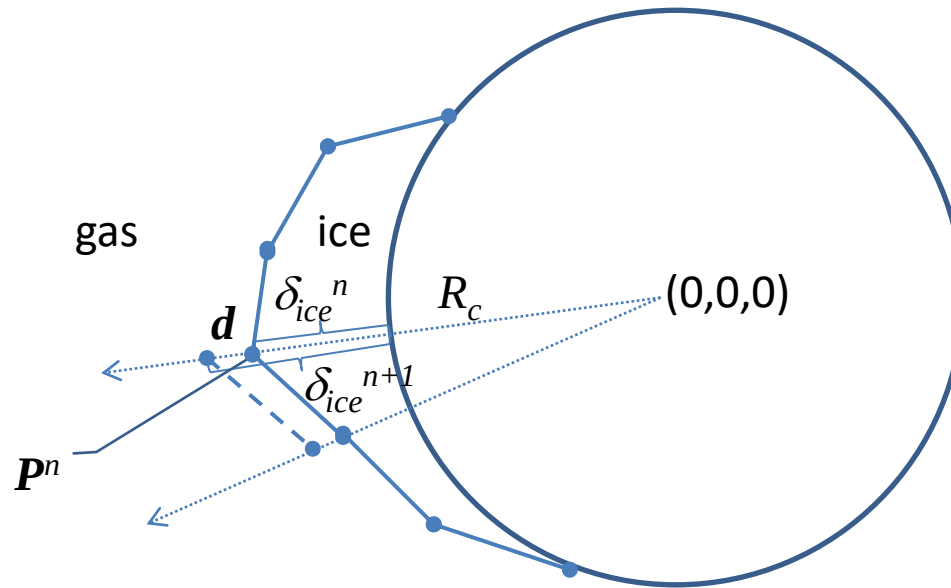
Рассматривается нарастание льда на наклонной поверхности (угол наклона  $\alpha = 20^\circ$ , внешняя сила направлена вдоль оси  $x$ ).

$\beta = 0.5 \exp(-460 x^2)$ ,  $W = 10$  м/с

Расчетное время:  $t = 60$  с



**Вычисление смещения узлов сетки на границе лёд-газ при обтекании цилиндра**  
 (толщина пленки воды между газом и льдом полагается пренебрежимо малой)



$d$  – смещение,

$\delta_{ice}^n$  – толщина льда в момент времени  $n$ ,

$\delta_{ice}^{n+1}$  – толщина льда в момент времени  $n+1$ ,

$P^n$  – координаты сдвигаемого узла сетки в момент времени  $n$ ,

$R_c$  – радиус цилиндра

$$|d| = \delta_{ice}^{n+1} - \delta_{ice}^n \quad d = P^n \left( \frac{\delta_{ice}^{n+1} + R_c}{|P^n|} - 1 \right)$$

# Алгебраический метод перестроение границы (метод биссектрис)

1. The ice thickness for a node ( $h_{node}$ ) is computed by averaging the thickness from the 2 neighbouring cells

$$h_{node} = \frac{h_i + h_{i+1}}{2} \quad (1)$$

2. The nodes are moved along the bisectors ( $\vec{b}$ )

$$\vec{x}_{new} = \vec{x}_{old} + h_{node} \vec{b} \quad (2)$$

1. The ice thickness for each sub-layer (noted  $h_i^0$ ) and at cell  $i$  is computed as:

$$h_i^0 = \frac{h_i}{N_{sub}} \quad (3)$$

where  $N_{sub}$  is the total number of sub-iteration and  $h_i$  is the overall ice thickness for cell  $i$ .

2. For each sub-layer, a correction is applied to account for the change in cell length ( $ds^n$ ).

$$h_i^n = \frac{h_i^0 ds_i^0}{ds_i^n} \quad (4)$$

where  $ds_i^0$  denotes the initial cell length.

3. The nodes are moved using the usual node displacement method, following the direction of the initial bisectors, see equations (1) and (2).
4. The new curvilinear distance  $ds_i^{n+1}$  is evaluated.
5. Step 2 to 4 are repeated until the desired number of sub-layers ( $N_{sub}$ ) is reached.

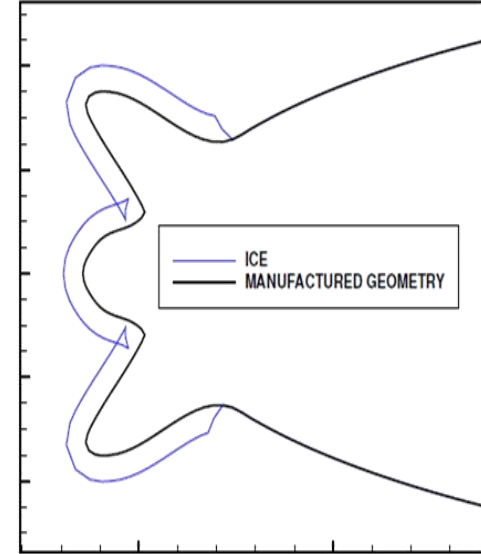
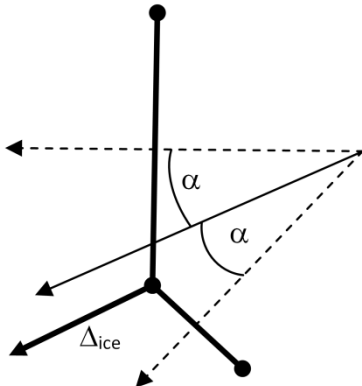


Figure 1: Example of ice intersection on a manufactured case

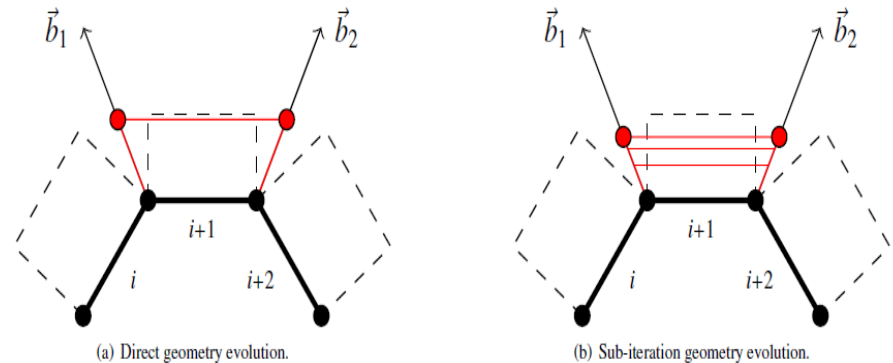


Figure 2: Algebraic ice growth on a convex surface: (a) direct (b) sub-iteration

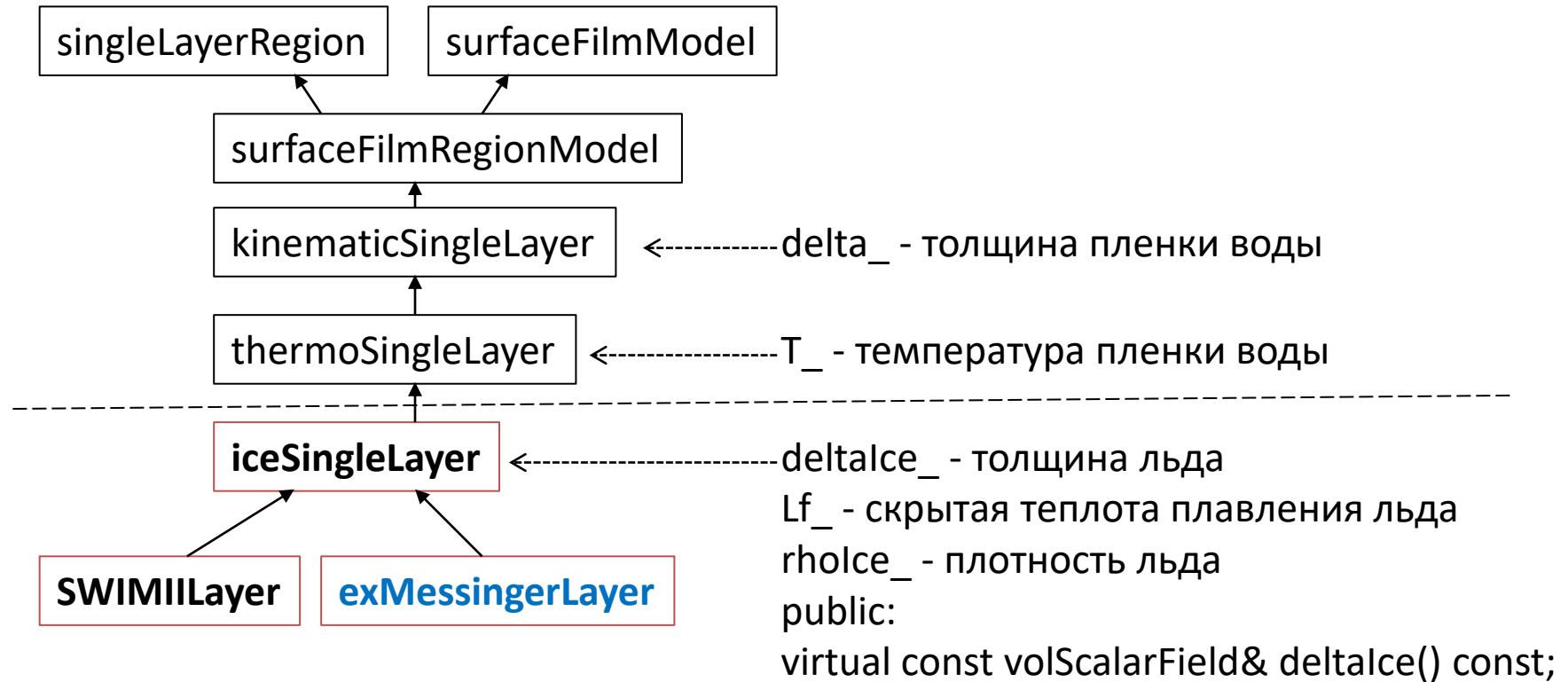
# Как переместить узел сетки на границе по биссектрисе угла между гранями

Для каждого узла границы (patch) надо:

1. Найти абсолютное значение изменения границы льда в этой точке  $\Delta\delta_{ice}$ . (Полагаем, что эта задача решена). Остальные пункты надо выполнять только в случае  $\Delta\delta_{ice} \neq 0$ .
2. Найти все грани (faces) границы, в которых содержится данный узел. ( `mesh().pointFaces()` )
3. Для каждой такой грани найти вектор нормали  $N_i$ . ( `patch().nf()` )
4. Вычислить осредненный вектор  $N_p = \sum_i \frac{N_i}{|N_i|}$
5. Нормировать его  $I_p = \frac{N_p}{|N_p|}$
6. Вычислить смещение узла  $d_p = \Delta\delta_{ice} I_p$
7. При необходимости вычислить новые координаты узла  $P_p += d_p$

Можно сначала перебрать все грани границы и для каждого узла грани прибавить значение нормального вектора. Вторым проходом по узлам границы окончательно вычислить их смещение или новые координаты.

# Иерархия классов пленки для моделирования процесса обледенения



Разработка специальной библиотеки в OpenFOAM v1912

# Модели расчета коэффициента сопротивления капли $C_d$

- Модель Хабаши (1999)

$$C_D = \begin{cases} 24/Re_d (1 + 0,15Re_d^{0,687} + 2,6 \cdot 10^{-4} Re_d^{1,38}), & Re_d \leq 1300; \\ 0,4, & Re_d > 1300. \end{cases}$$

- Модель Приходько (2013)

$$C_D = 21,12/Re_d + 6,3Re_d^{-0,5} + 0,25.$$

- Модель Гент (2000)

$$C_D = \begin{cases} 24/Re_d (1 + 0,197Re_d^{0,63} + 2,6 \cdot 10^{-4} Re_d^{1,38}), & Re_d \leq 1000; \\ 0,4, & Re_d > 1000. \end{cases}$$

- Модель Очкова (2014) 
$$C_D = \begin{cases} 24/Re_d, & Re_d < 4; \\ 12/Re_d, & 4 \leq Re_d < 576; \\ 0,5, & Re_d \geq 576. \end{cases}$$

# Коэффициент теплоотдачи

- 1) Из решения системы ДУ (энергии + движения + неразрывности);
- 2) Используя теории подобия (зная  $Re$ ,  $Pr$ ,  $Gr$  ...  $Nu$ ) и размерностей;
- 3) Экспериментально.

$$h = \frac{Q}{F(t_p - t)}, \text{ Вт}/(\text{м}^2\text{К})$$

$$Nu = \frac{hL}{k_f}$$

$$Nu = f(x^*, Re_p, Pr),$$

$k_f$  – коэффициент теплопроводности среды (теплоносителя);

$h$  – коэффициент теплоотдачи конвекции;

$L$  – характерный размер.

| Модель        | Число $Nu$                                                                               |
|---------------|------------------------------------------------------------------------------------------|
| Whitaker      | $2 + \left(0,4 \cdot Re_p^{\frac{1}{2}} + 0,06 \cdot Re_p^{\frac{2}{3}}\right) Pr^{0,4}$ |
| Ranz-Marshall | $2 + 0,6 Re_p^{\frac{1}{2}} Pr^{\frac{1}{3}}$                                            |
| Feng          | $0,922 + Pe^{\frac{1}{3}} + 0,1 \cdot Re_p^{\frac{1}{3}} Pe^{\frac{1}{3}}$               |
| Clift         | $1 + (1 + Pe)^{\frac{1}{3}}$                                                             |

# Расчет коэффициента теплоотдачи $h_c$ для границы воздух-лед

$$h_c = St \rho_e c_{p_e} |q_e|$$

$$St = \frac{0.2926 \sqrt{\nu_e}}{|q_e| Pr} \sqrt{|q_e|^{2.87} / \int_0^s |q_e|^{1.87} ds}$$

Ламинарный п.с.  
Модель Smith & Spalding

$$St = \frac{C_{fs,r}/2}{Pr_t + \sqrt{C_{fs,r}/2}/St_k}$$

$$St_k = 1.92 Pr^{-0.8} Re_k^{-0.45}$$

$$Re_k = \frac{k_s u_\tau}{\nu_e}$$

Аналогия Рейнольдса

$$\frac{C_{fs,r}}{2} = \frac{0.168}{(\log(864 \theta_{ss}/k_s + 2.568))^2}$$

Турбулентный п.с.  
с шероховатостью

Модель ONERA , коды IGLOO2D/3D

# Тестовые примеры. Приложение С.



# Эксперимент с обтеканием цилиндра

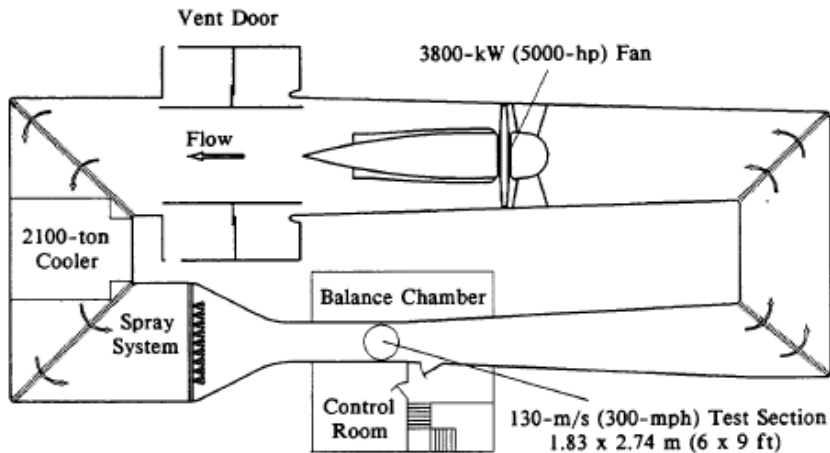


Figure 1. NASA Lewis Icing Research Tunnel.

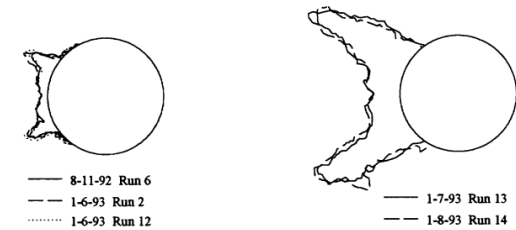
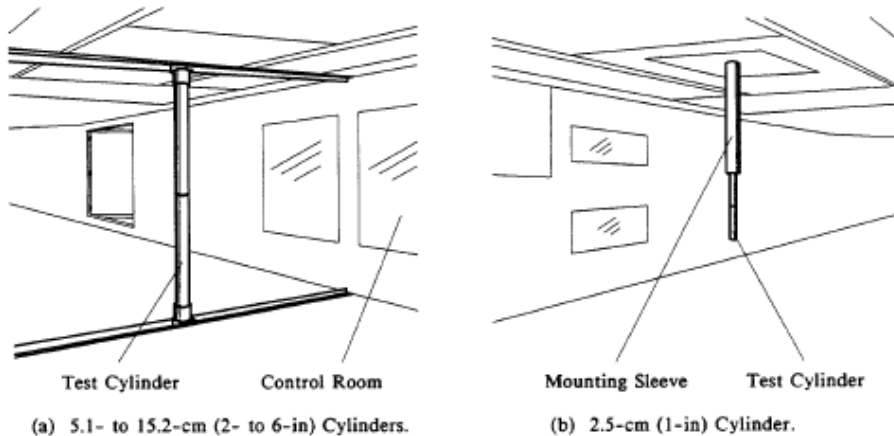


Figure 3. Typical Ice Shape Repeatability. Total Temperature,  $-8^{\circ}\text{C}$  ( $18^{\circ}\text{F}$ ); Velocity, 94 m/s (210 mph); Droplet Median Volume Diameter, 30  $\mu\text{m}$ ; Liquid-Water Content, 1.3 g/m<sup>3</sup>; Icing Spray Time, 7.8 min.

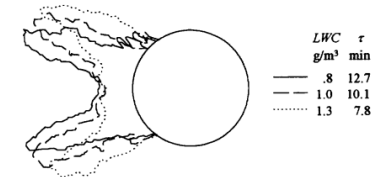
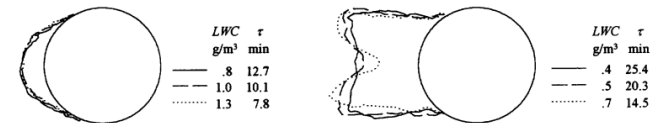
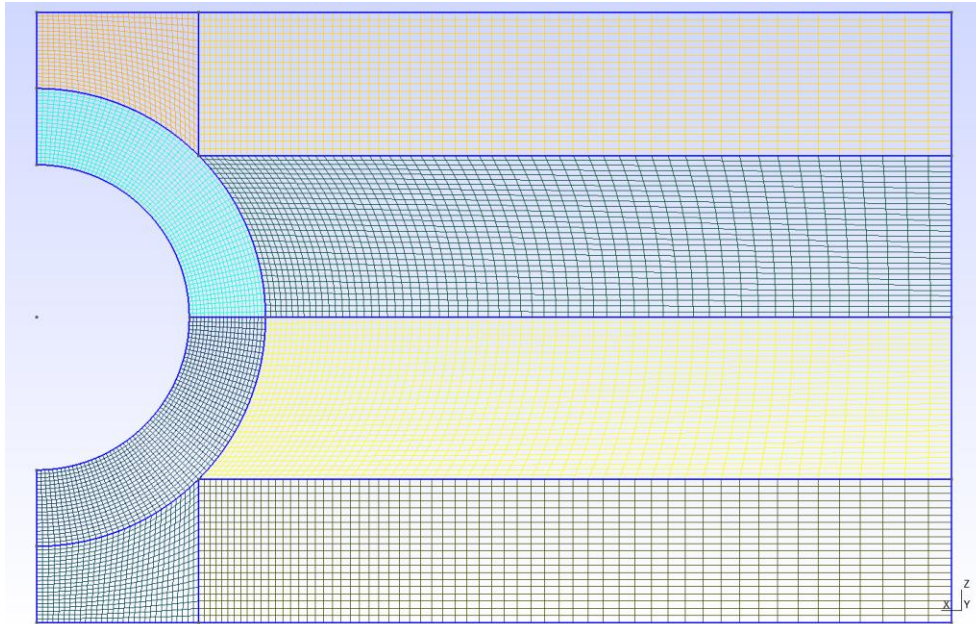
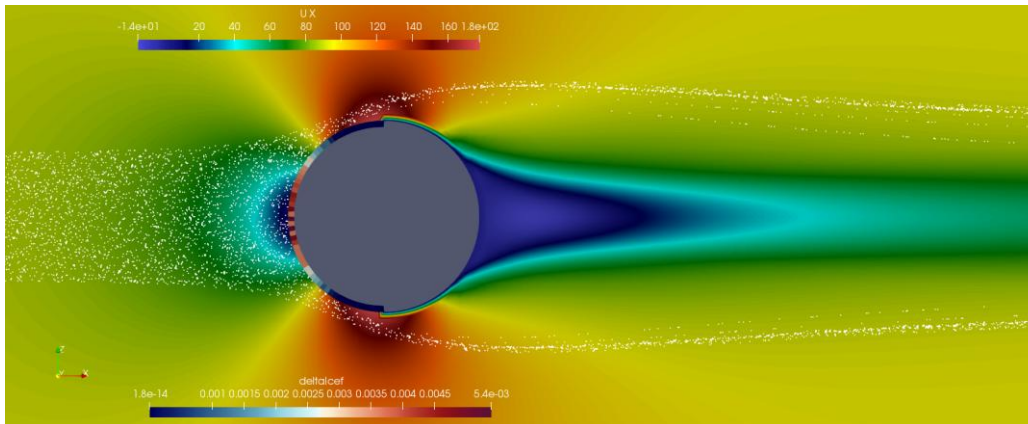


Figure 4. Scaling With  $LWC \times \text{Time} = \text{Constant}$ . Velocity, 94 m/s (210 mph);  $LWC \times \tau$ , 10.15 g min/m<sup>3</sup>.

# Тестовая задача с цилиндром. Случаи с Glaze ice (3a), Rime ice 4a.



Многоблочная сетка построена в Gmsh.  $Re = 1.4 \times 10^6$



Расчет обтекания цилиндра с пленкой льда при  $t = 10$  с.

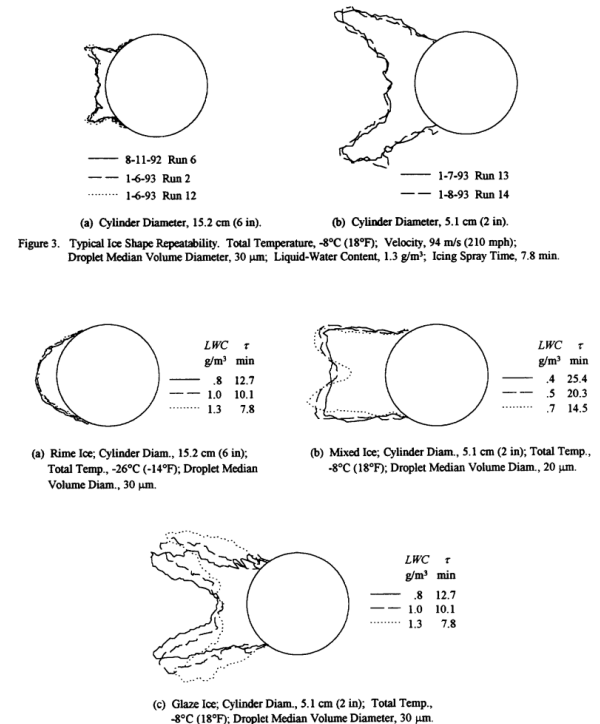


Figure 4. Scaling With  $LWC \times \text{Time} = \text{Constant}$ . Velocity, 94 m/s (210 mph);  $LWC \times \tau$ , 10.15  $\text{g}/\text{min}/\text{m}^3$ .

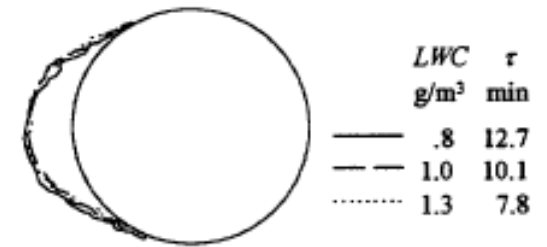
12

NASA Technical Memorandum 106461.  
AIAA-94-0718. Rime-, Mixed- and Glaze-  
Ice Evaluations of Three Scaling Laws

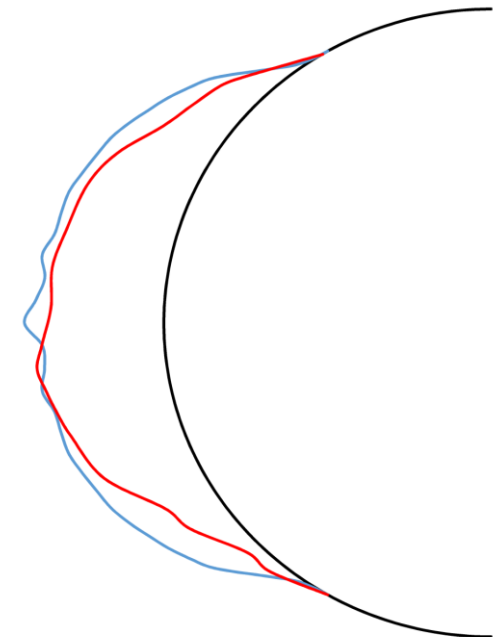
Решатель – reactingParcelSWIMFoam.

# Расчет и сравнение с данными эксперимента

- Диаметр цилиндра 0.152 м.
- Скорость газа и частиц во входном сечении 94 м/с, температура 247 К.
- Диаметр капель 30 микрон.
- Вводится 0.1 кг за 100 секунд.
- Частицы вводятся только напротив цилиндра с шагом по вертикали 1 мм, как это видно из картинки, соответствующей 72 с.
- Одна секунда модельного времени рассчитывается за 2.5 часа на 12 ядрах. 12300 ячеек.
- Через 85 с модельного времени максимальная толщина слоя льда 0.04 м.
- На самом деле со временем мало что меняется, кроме толщины льда на поверхности цилиндра.
- Кривые: модель SWIM (синяя кривая) в сравнении с экспериментальными данными (красная кривая)
- Решатель – iceFoam (reactingParcelSWIMFoam)



(a) Rime Ice; Cylinder Diam., 15.2 cm (6 in);  
Total Temp., -26°C (-14°F); Droplet Median  
Volume Diam., 30 µm.



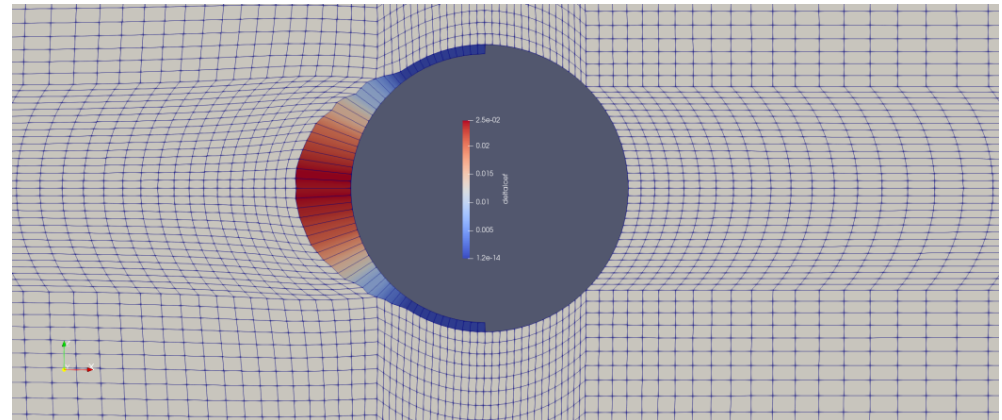
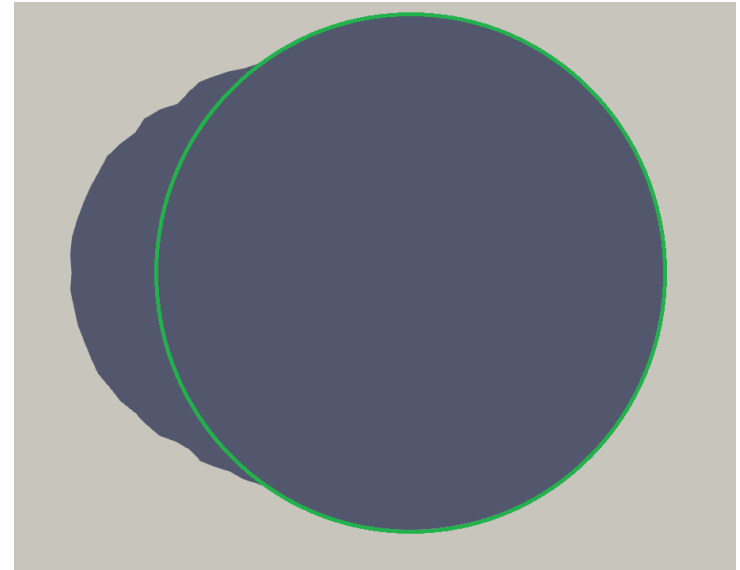
# Результаты расчета “rime ice” в iceFoam

Первый раз расчет обледенения цилиндра закончился, как планировался.

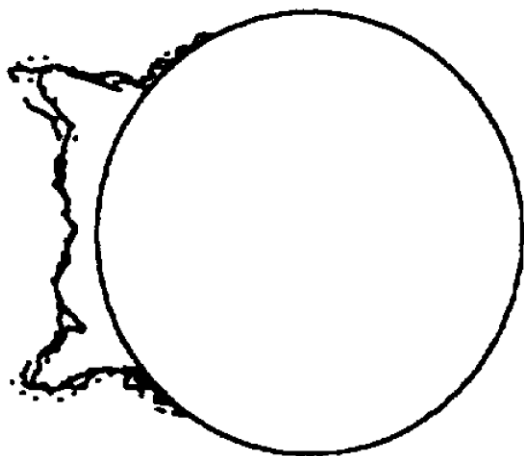
Использовали большую водность:  
 $LWC \sim 100 \text{ г/м}^3$ .

Расчет достаточно было выполнить по времени до  $t=5 \text{ с}$ , что заняло всего 7 часов компьютерного времени на 12 ядрах.

На картинках схематичное изображение слоя льда и сетка, на которой наглядно видна необходимость движения задней стенки пленки.

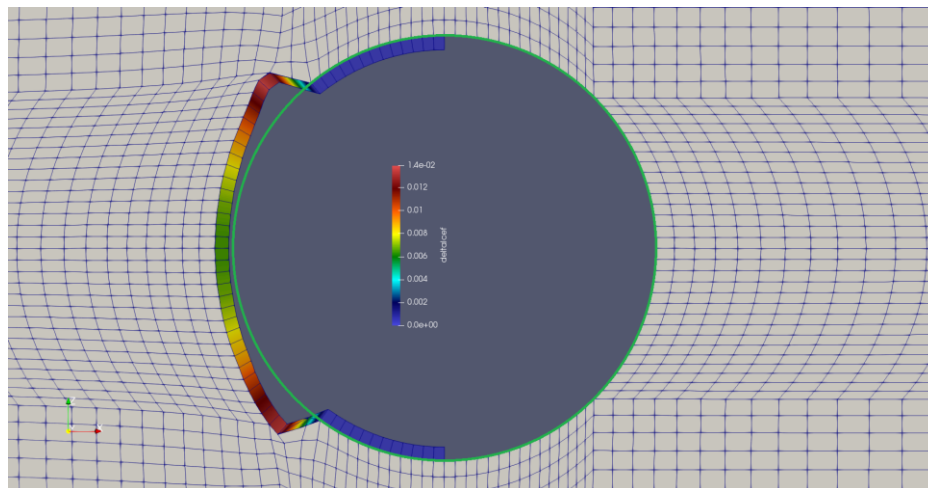


# Результаты расчета “glaze ice” в iceFoam

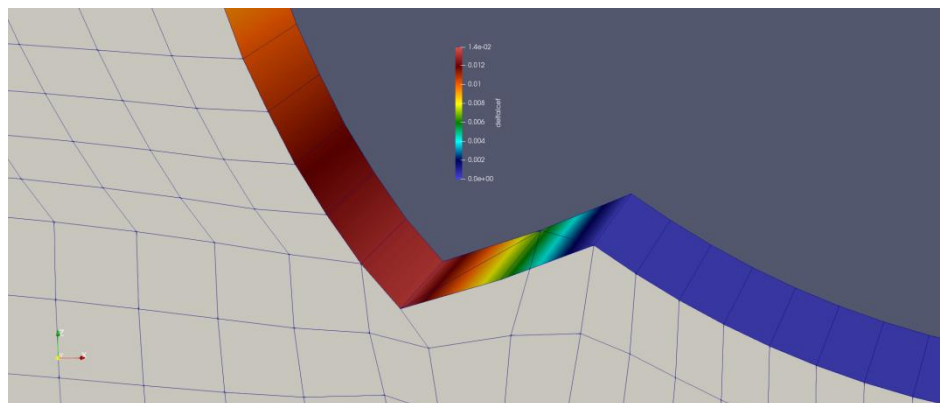


- 8-11-92 Run 6
- — — 1-6-93 Run 2
- ..... 1-6-93 Run 12

Экспериментальные результаты намерзания льда на цилиндре с параметрами: Диаметр цилиндра 0.152 м ( 6 дюймов), температура - 8°C, LWC 1.3 г/м<sup>3</sup>, время 7,8 мин, медианный диаметр капель 30 мкм, скорость 94 м/с.



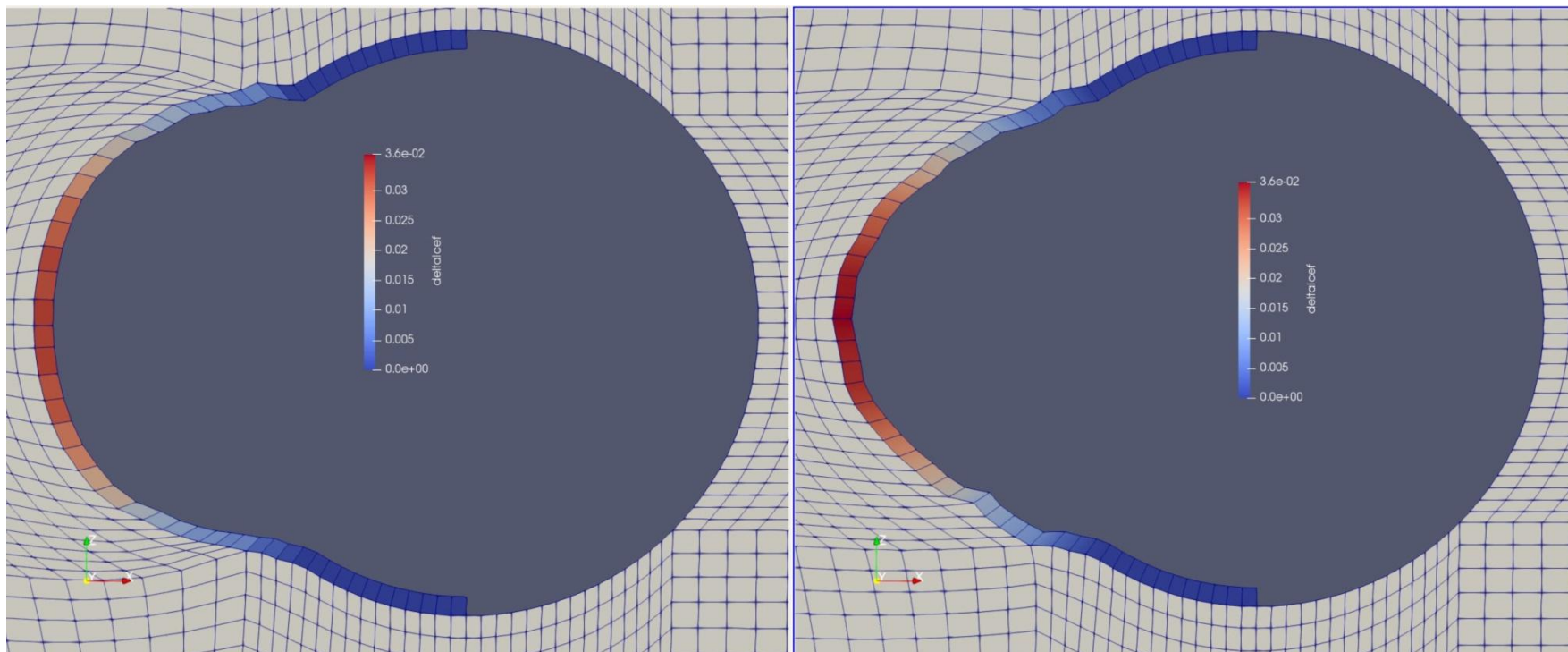
Толщина льда и расчетная сетка через 125 с модельного времени.



Коэффициент теплоотдачи взят равным 2000 Вт/(м<sup>2</sup> К)

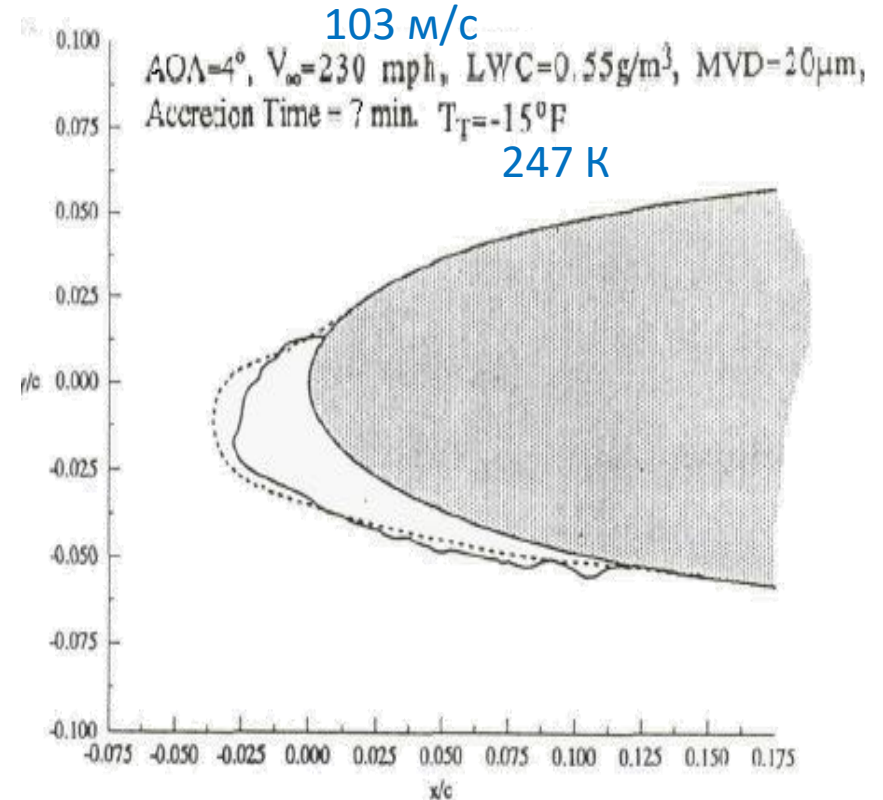
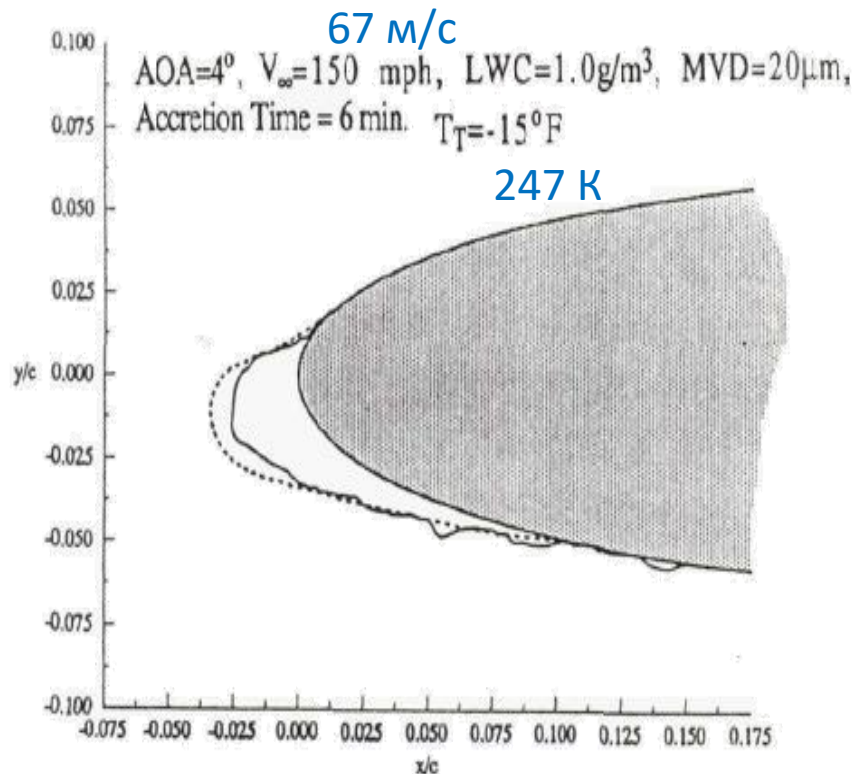


# Картина результатов моделирования намерзания льда (rime ice)



Слева - движение сетки методом биссектрис, справа - по нормали начального цилиндра.

# Расчётные случаи для NACA0012: rime Ice



Shin J. and Bond T., Experimental and Computational Ice Shapes and Resulting Drag Increase for a NACA 0012 Airfoil, NASA Technical Manual 105743, 1992.

Shin J. and Bond T., Result of an Icing Test on a NACA 0012 Airfoil in the NASA Lewis Icing Research Tunnel. 30<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 1992.

# Расчётная сетка и задание ГУ

inlet  
U: fixedValue (67 0 0)  
T: fixedValue 247  
p\_rgh: fixedFluxPressure

wallFilmRegion  
U: noSlip  
T: fixedValue 247  
p\_rgh:  
fixedFluxPressure

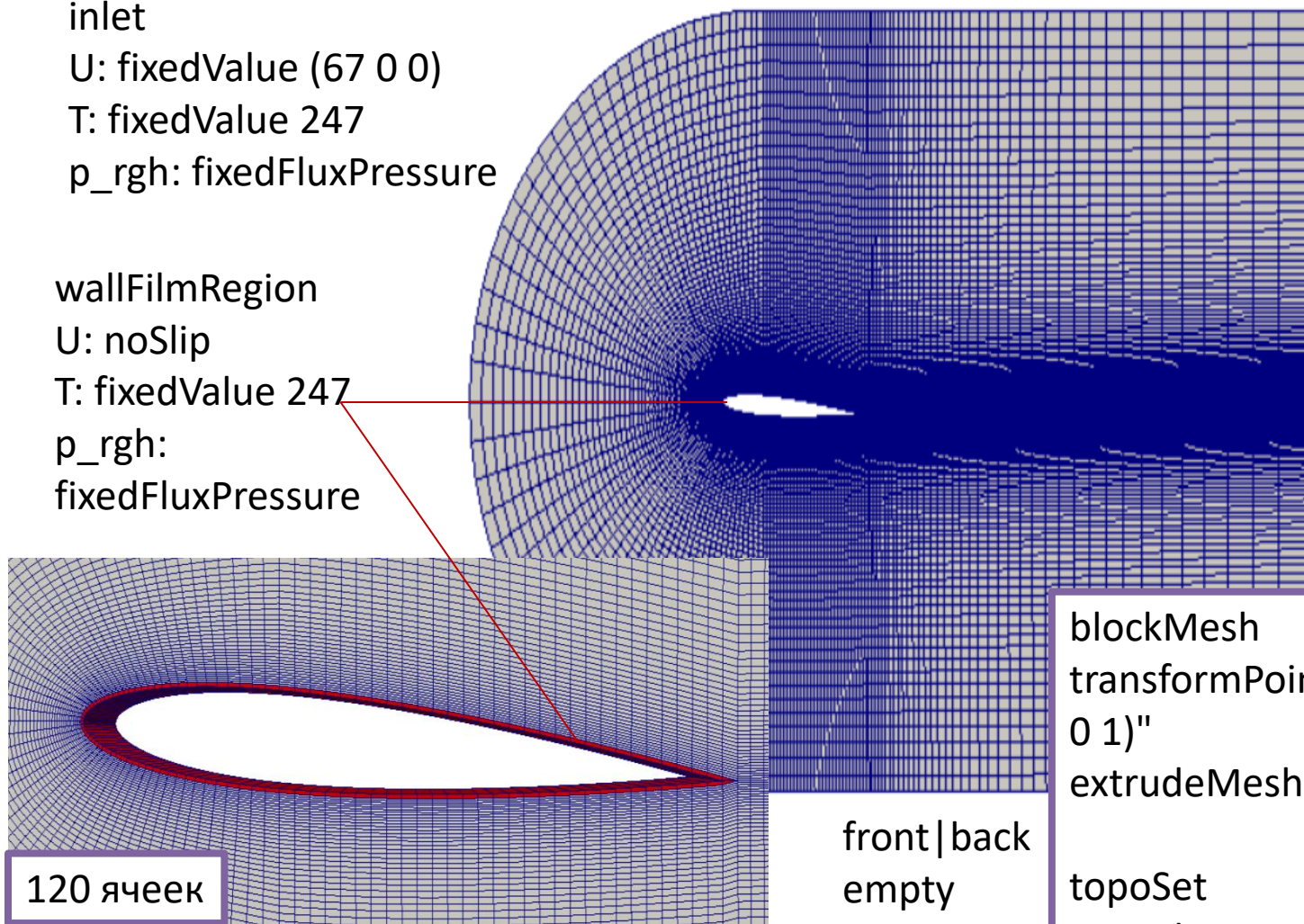
16 000 ячеек

outlet  
U: zeroGradient  
T: zeroGradient  
p\_rgh:  
fixedFluxPressure

120 ячеек

front|back  
empty

blockMesh  
transformPoints -scale "(1  
0 1)"  
extrudeMesh  
  
topoSet  
extrudeToRegionMesh -  
overwrite





# Настройка параметров для жидких частиц

- constant/parcelInjectionProperties

```
// (x y z) (u v w) d rho mDot T Cp (Y0..Y2) (Yg0..YgN) (Yl0..YlN) (Ys0..YsN)
(
  (-0.76 -0.0076 -0.100) (67.04 0 0) 20e-6 1000 0.002 247 4200 (0 1 0) () (1) ()
  (-0.76 -0.0076 -0.098) (67.04 0 0) 20e-6 1000 0.002 247 4200 (0 1 0) () (1) ()
  (-0.76 -0.0076 -0.096) (67.04 0 0) 20e-6 1000 0.002 247 4200 (0 1 0) () (1) ()
  (-0.76 -0.0076 -0.094) (67.04 0 0) 20e-6 1000 0.002 247 4200 (0 1 0) () (1) ()
  (-0.76 -0.0076 -0.092) (67.04 0 0) 20e-6 1000 0.002 247 4200 (0 1 0) () (1) ()
  (-0.76 -0.0076 -0.090) (67.04 0 0) 20e-6 1000 0.002 247 4200 (0 1 0) () (1) ()
  (-0.76 -0.0076 -0.088) (67.04 0 0) 20e-6 1000 0.002 247 4200 (0 1 0) () (1) ()
  (-0.76 -0.0076 -0.086) (67.04 0 0) 20e-6 1000 0.002 247 4200 (0 1 0) () (1) ()
  (-0.76 -0.0076 -0.084) (67.04 0 0) 20e-6 1000 0.002 247 4200 (0 1 0) () (1) ()
  (-0.76 -0.0076 -0.082) (67.04 0 0) 20e-6 1000 0.002 247 4200 (0 1 0) () (1) ()
  (-0.76 -0.0076 -0.080) (67.04 0 0) 20e-6 1000 0.002 247 4200 (0 1 0) () (1) ()
  (-0.76 -0.0076 -0.078) (67.04 0 0) 20e-6 1000 0.002 247 4200 (0 1 0) () (1) ()
  (-0.76 -0.0076 -0.076) (67.04 0 0) 20e-6 1000 0.002 247 4200 (0 1 0) () (1) ()
  (-0.76 -0.0076 -0.074) (67.04 0 0) 20e-6 1000 0.002 247 4200 (0 1 0) () (1) ()
)
```

constant/reactingCloud1Properties

```
injectionModels
{
  model1
  {
    type                reactingMultiphaseLookupTableInjection;
    inputFile            "parcelInjectionProperties";
    massTotal            0.360; ← m [кг]
    parcelBasisType      mass;
    SOI                  0;
    inputFile            "parcelInjectionProperties";
    duration              360.0; ← t [с]
    parcelsPerSecond      3600; ← Ṅ [част/с]
    randomise            true;
  }
}
```

$$m_{1p} = \frac{m}{t} / \dot{N} \quad N_{1M^3} = \dot{N} / v / A$$

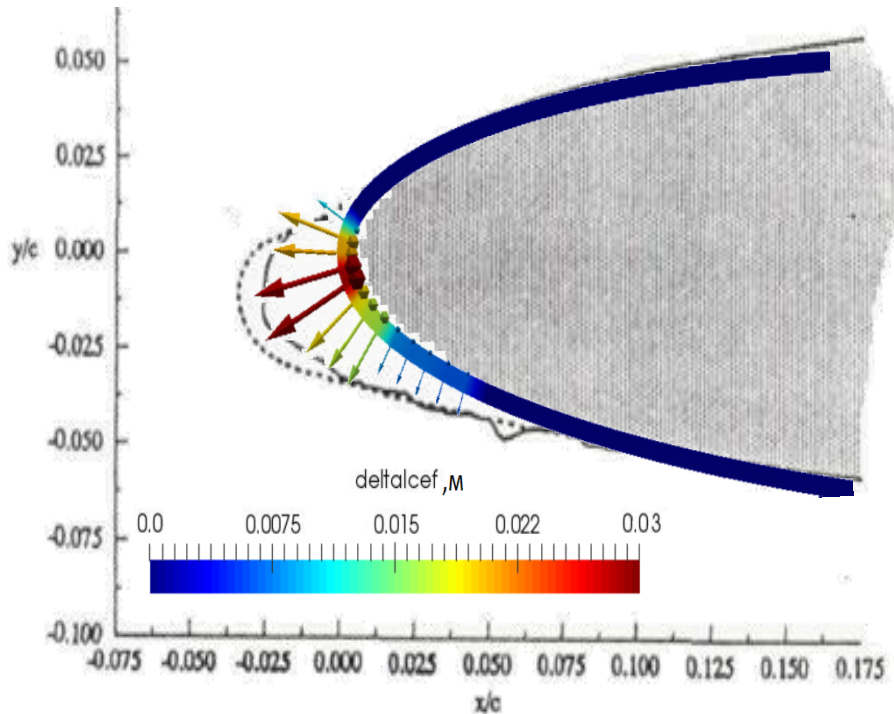
$$LWC[\text{кг/м}^3] = m_{1p} * N_{1M^3}$$

$v$  – скорость вылета частиц, м/с

$A$  – площадь сечения через которое вылетают частицы, м<sup>2</sup>

# Результаты расчета для NACA0012

$$V = 67 \text{ м/с}, \text{ LWC} = 1 \text{ г/м}^3$$



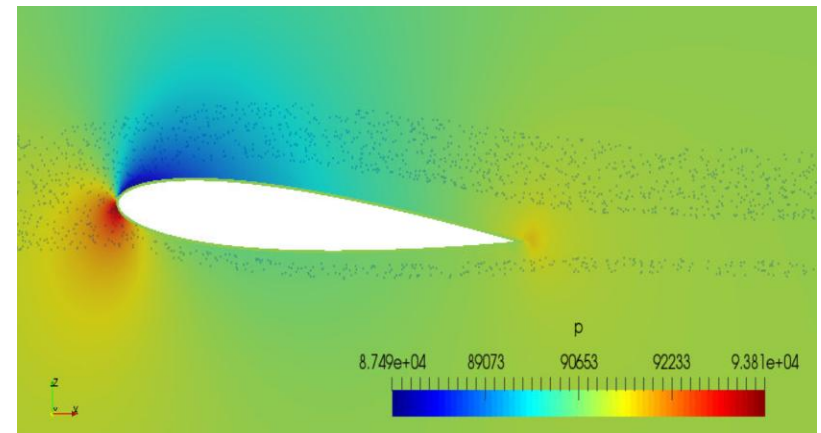
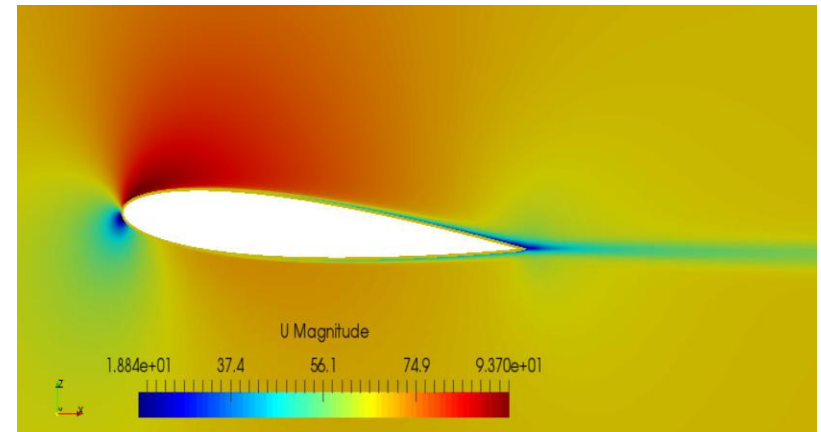
$t = 12 \text{ с}$

$\text{Шаг} \approx 1\text{e-}5$

Скорость счета = 0.75 ч/с (8 ядер)

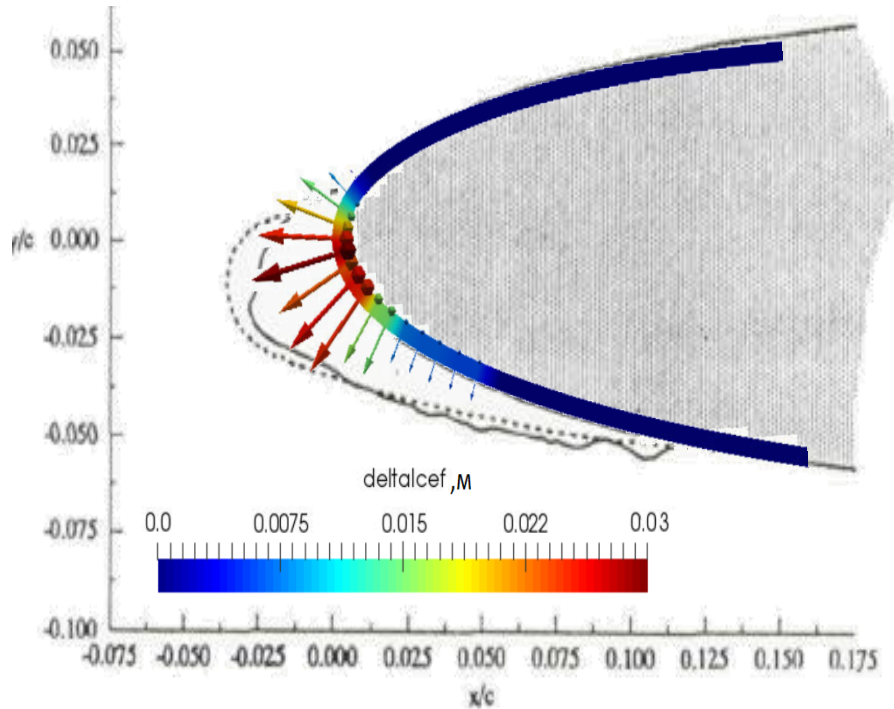
$\text{Nparcels} = 4\ 055$

Particles per parcel  $\approx 250\ 000$



# Результаты расчета для NACA0012

$$V = 103 \text{ м/с}, \text{ LWC} = 0.55 \text{ г/м}^3$$



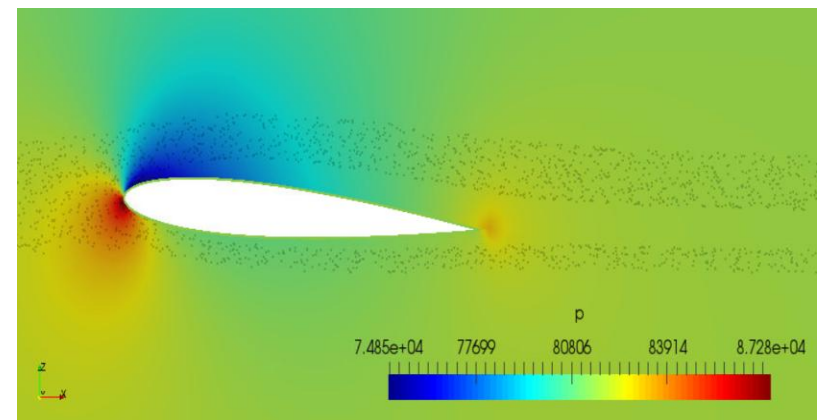
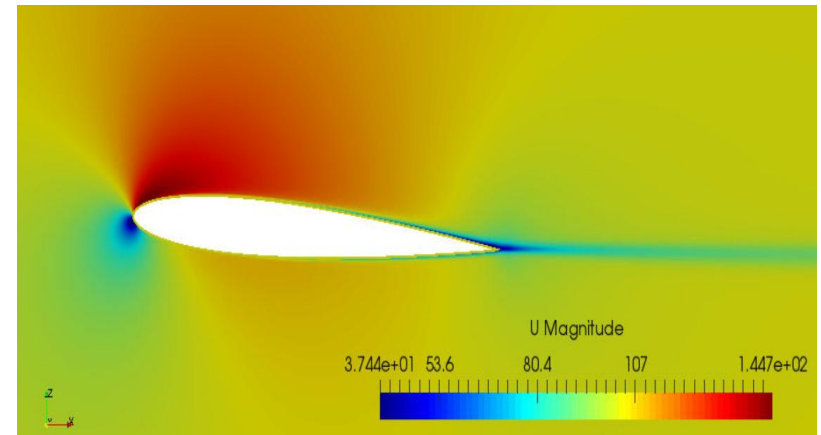
$t = 17 \text{ с}$

$\Delta t \approx 1e-5$

Скорость счета = 0.75 ч/с (8 ядер)

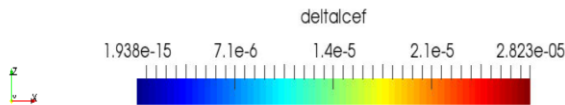
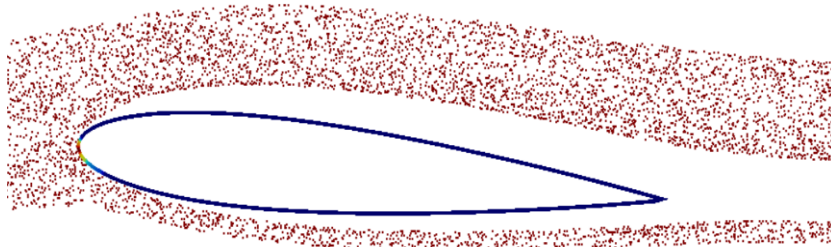
$N_{\text{parcels}} = 4\,008$

Particles per parcel  $\approx 140\,000$



# Результаты расчета для случая “rime ice”

$V = 67 \text{ m/s}$ ,  $LWC = 1 \text{ g/m}^3$



$t = 0.8 \text{ c}$

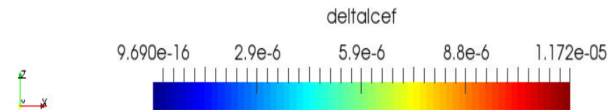
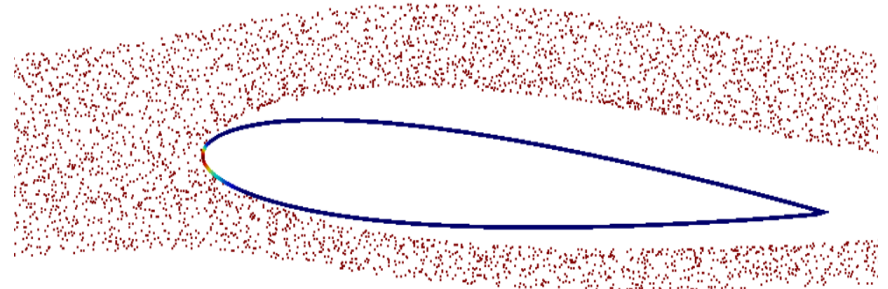
$dt \approx 1 \times 10^{-5}$

$T_{run} = 18 \text{ hours}$  (8 cores)

$N_{parcels} = 20250$

Particples per parcel  $\approx 600$

$V = 103 \text{ m/s}$ ,  $LWC = 0.55 \text{ g/m}^3$



$t = 0.4 \text{ c}$

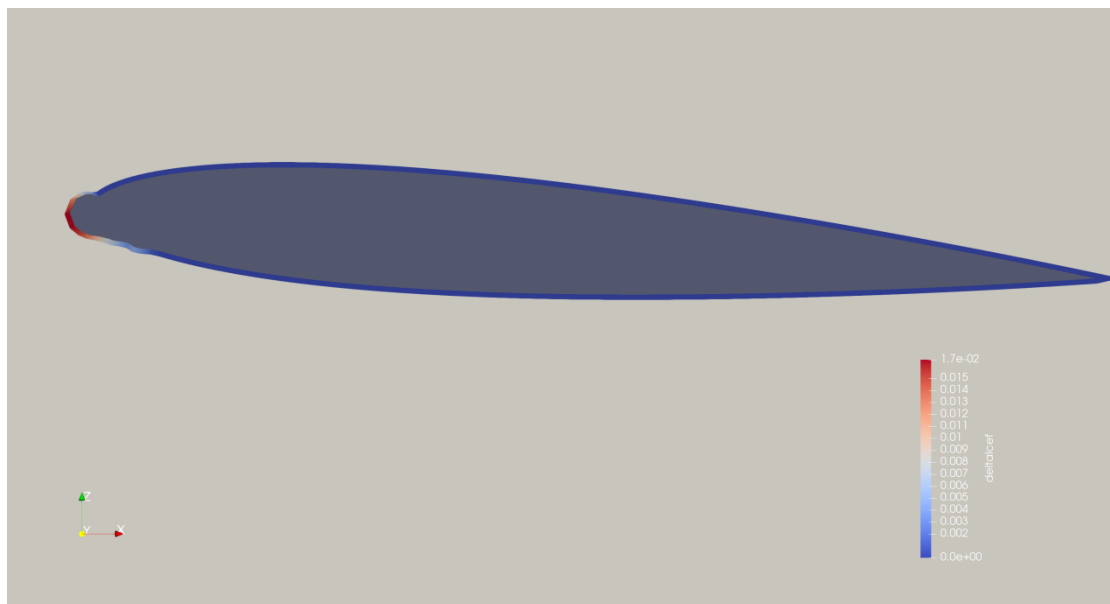
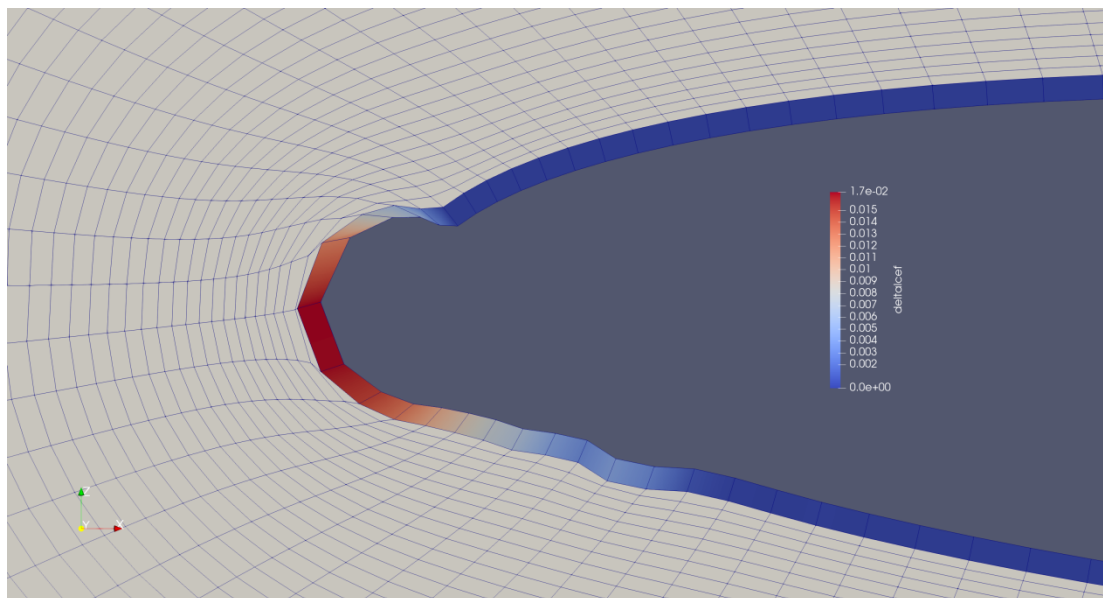
$dt \approx 1 \times 10^{-5}$

$T_{run} = 20 \text{ hours}$  (4 cores)

$N_{parcels} = 16155$

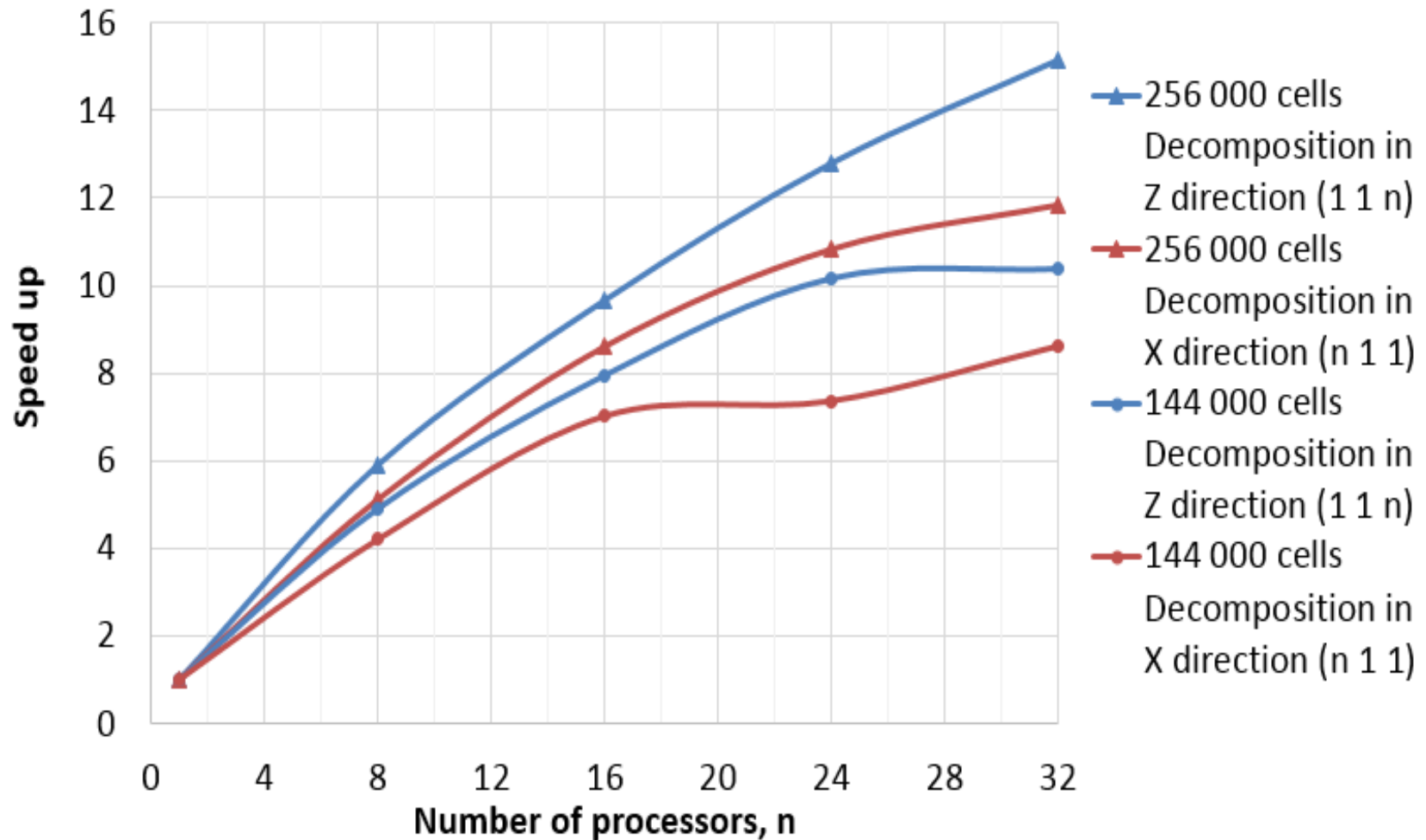
Particples per parcel  $\approx 600$

Результаты расчета намерзания льда на профиле NACA0012 за 25с.  
Исходный проект NACA00122D\_4deg\_T255\_V103\_LWC055.





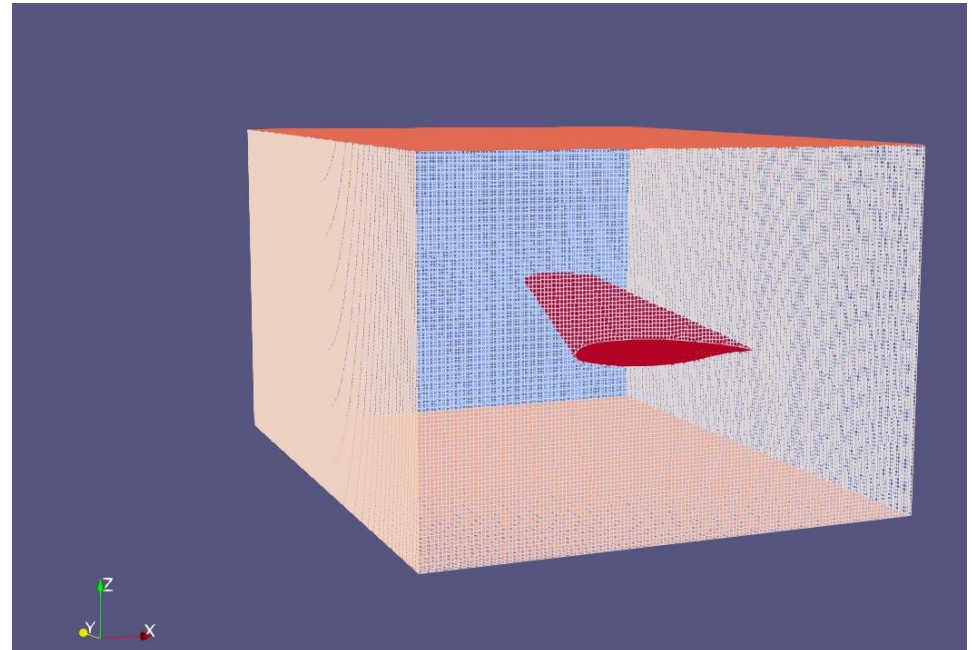
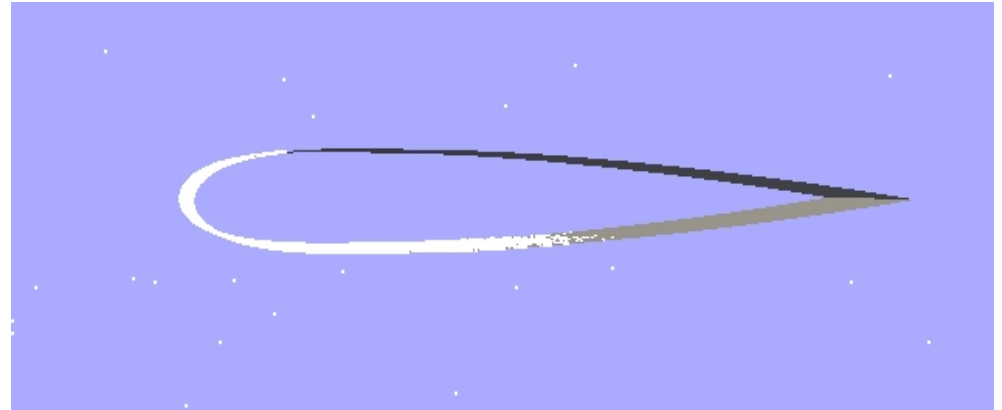
# Масштабируемость решателя iceFoam для NASA0012



# Тестовый пример с 3D крылом

## НАСА 0012 профиль

- $d_{\text{мин}} = 5 \times 10^{-6}$  м
- $d_{\text{макс}} = 5 \times 10^{-4}$  м
- $V_{\text{возд}} = 102$  м/с
- $T_{\text{возд}} = 244$  К
- $\alpha = 4^\circ$
- $M_{\text{возд}} = 0,3$
- $P_{\text{возд}} = 9 \times 10^5$  Па
- 3D крыло
- Сетка в Salome/  
snappyHexMesh
- 1.5 млн ячеек



# Заключение

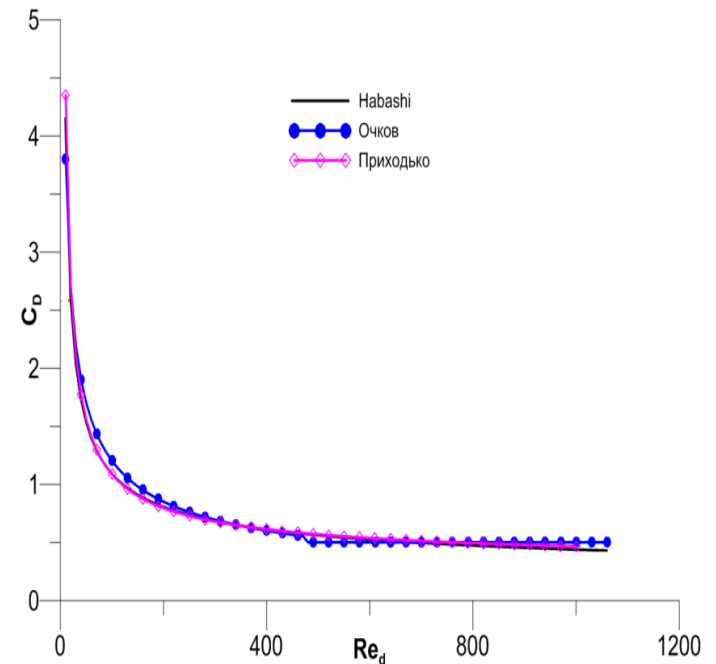
- Разработан прототип решателя iceFoam
- Решены тестовые задачи с обтеканием цилиндра, симметричного профиля NACA0012
- Проведены расчеты на вычислительном кластере ИСП РАН и получена кривая масштабируемости решателя iceFoam
- Сформулированы 3D тестовые задачи
- Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-29-13016



Дополнительные слайды

# Модели коэффициента сопротивления капли

- Модель Шиллера-Неймана (1935)
- Модель Хабаши (1999)
- Модель Приходько (2013)
- Модель Гент (2000)
- Модель Очкова (2014)
- Модель Путнэма



# Коэффициент теплоотдачи

- 1) Из решения системы ДУ (энергии + движения + неразрывности);
- 2) Используя теории подобия (зная Re, Pr, Gr ... Nu) и размерностей;
- 3) Экспериментально.

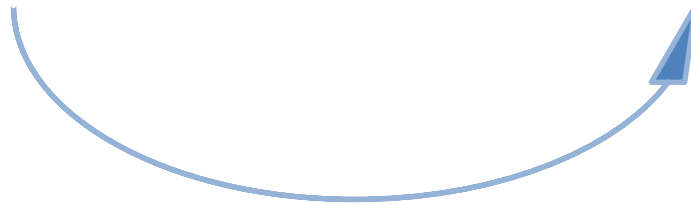
$$h = \frac{Q}{F(t_p - t)}, \text{ Вт}/(\text{м}^2\text{К})$$

Уравнение баланса энергии капли:

$$m_p \frac{dh_p}{dt} = q_T S_p - \dot{m}_p L,$$

Тепловой поток от окружающей среды:

$$q_T = \frac{\pi \lambda D_p h d_p}{k_f m_p c_{p,p}} (T - T_p),$$



# Недостатки модели SWIM

- Как видно, модель качественно смогла воспроизвести не-монотонное распределение льда на поверхности цилиндра.
- Аварийное завершение произошло из-за того, что лед стал нарастать таким образом, что появилось направление по лучу из центра цилиндра, на котором имеется чередование лед-газ-лед-газ.
- Примитивная технология изменения внутренней (!) границы пленки привело к нарушению топологии (внутри одной ячейки ребра пересеклись между собой).
- К тому же, при таком чередовании становится малопонятным смысл величины "толщина льда", которая в модели SWIM отсчитывается от поверхности обтекаемого тела.

# Гидродинамика Extended Messinger Model

$$\mu_w \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} = \frac{\partial p}{\partial x} - \rho_w g \hat{\mathbf{g}} \cdot \hat{\mathbf{x}} + \mathcal{O}(\epsilon^2, \epsilon^2 Re),$$

$$\mu_w \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} = \frac{\partial p}{\partial y} - \rho_w g \hat{\mathbf{g}} \cdot \hat{\mathbf{y}} + \mathcal{O}(\epsilon^2, \epsilon^2 Re),$$

$$0 = \frac{\partial p}{\partial z} - \rho_w g \hat{\mathbf{g}} \cdot \hat{\mathbf{z}} + \mathcal{O}(\epsilon^2, \epsilon^2 Re),$$

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0,$$

$$\begin{aligned} \mu_w \frac{\partial u}{\partial z} = A_1 + \mathcal{O}(\epsilon^2), \quad \mu_w \frac{\partial v}{\partial z} = A_2 + \mathcal{O}(\epsilon^2), \quad w|_{z=b} = \left(1 - \frac{\rho_i}{\rho_w}\right) \frac{\partial b}{\partial t} \\ p - p_a = -\sigma \nabla^2(b + h) + \mathcal{O}(\epsilon^2) \quad w|_{z=b+h} = \left(1 - \frac{\rho_A}{\rho_w}\right) \left(\frac{\partial b}{\partial t} + \frac{\partial h}{\partial t}\right) + u \left(\frac{\partial b}{\partial x} + \frac{\partial h}{\partial x}\right) + v \left(\frac{\partial b}{\partial y} + \frac{\partial h}{\partial y}\right) - \frac{\rho_A}{\rho_w} \beta W. \end{aligned}$$

$$\frac{\partial h}{\partial t} + \nabla \cdot \mathbf{Q} = \frac{\rho_A}{\rho_w} \beta W - \frac{\rho_i}{\rho_w} \frac{\partial b}{\partial t},$$

$$\mathbf{Q} = \left( -\frac{h^3}{3\mu_w} \left[ \frac{\partial p}{\partial x} + G_1 \right] + \frac{h^2}{2\mu_w} A_1, \quad -\frac{h^3}{3\mu_w} \left[ \frac{\partial p}{\partial y} + G_2 \right] + \frac{h^2}{2\mu_w} A_2, \quad 0 \right)$$

# Spalart-Allmaras model

$$\frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = cb_1[1 - f_{t2}]\tilde{S}\tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma\text{Re}_\infty}\left[\nabla \cdot ((\nu + \tilde{\nu})\nabla\tilde{\nu}) + cb_2(\nabla\tilde{\nu})^2\right] - \frac{1}{\text{Re}_\infty}\left[c_{w1}f_w - \frac{cb_1}{\kappa^2}f_{t2}\left[\frac{\tilde{\nu}}{d}\right]^2 + \text{Re}_\infty f_{t1}(\Delta U)^2\right]$$

where  $d$  is the distance to the nearest wall. The model has been tuned so that, close to solid surfaces but outside the viscous region, it fits the logarithmic region, i.e.

$$\tilde{\nu} = u_\tau \kappa d \quad \tilde{S} = \frac{u_\tau}{\kappa d} \quad (2)$$

where  $u_\tau$  is the friction velocity based upon the wall friction  $\tau_w$  ( $u_\tau = \sqrt{\tau_w/\rho}$ ) and  $\kappa$  the von Kármán constant. The turbulent viscosity  $\nu_t$  is linked to the transported variable  $\tilde{\nu}$  by

$$\nu_t = f_{v1}\tilde{\nu}, \quad f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3}, \quad \chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (3)$$

and  $\tilde{S}$  is linked to the vorticity  $S$  (which reduces to  $|\frac{\partial u}{\partial y}|$  in thin shear flows), by

$$\tilde{S} = S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa d^2}f_{v2}, \quad f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}. \quad (4)$$

Finally,  $f_w$  is a function of the ratio  $r \equiv \tilde{\nu}/(\tilde{S}\kappa^2 d^2)$ , and both equal unity in the log layer.

B. Aupoix and P.R. Spalart. Extensions of the Spalart-Allmaras turbulence model to account for wall roughness. International Journal of Heat and Fluid Flow, 24(4):454 – 462, 2003. doi: 10.1016/S0142-727X(03)00043-2.

# Modified Spalart-Allmaras model

To achieve good predictions for smaller roughnesses, the  $f_{v1}$  function in equation (3) is altered by modifying  $\chi$  as

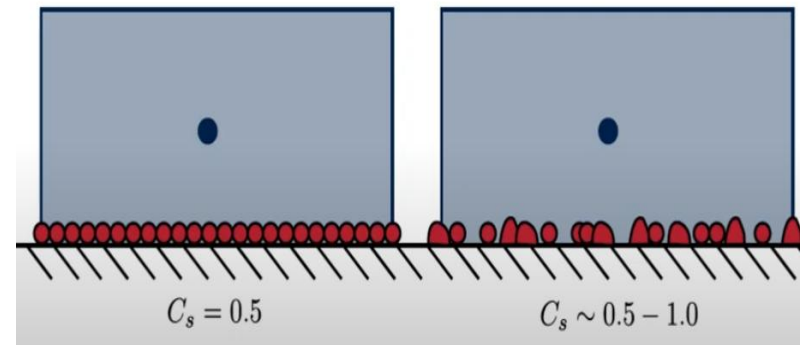
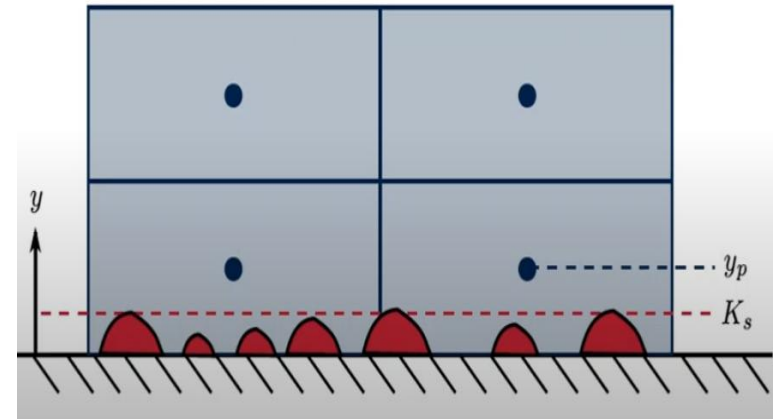
$$\chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} + c_{R1}\frac{h_s}{d}, \quad c_{R1} = 0.5 \quad (11)$$

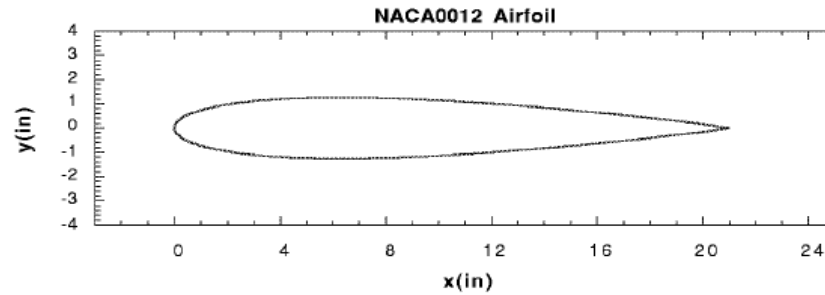
impose a shift  $\tilde{d} = d_{min} + d_0$  where  $d_{min}$  is the distance to the wall and  $d_0(h_s)$  a shift that will be adjusted.

Identification of these two velocity profile expressions yields

$$d_0 = \exp(-8.5\kappa)h_s \approx 0.03h_s.$$

## Моделирование nut на стенке





NACA 0012 chord =  
21 in = 53.34 cm

| Number | Run Number | T (F) | Static T (K) | A.O.A. | LWC (g/m3) | MVD (microns) | Spray time (min) | Velocity (m/s) |
|--------|------------|-------|--------------|--------|------------|---------------|------------------|----------------|
| 1      | 401        | 28    | 265.37       | 4      | 0.55       | 20            | 7                | 102.8          |
| 2      | 402        | 25    | 263.71       | 4      | 0.55       | 20            | 7                | 102.8          |
| 3      | 403        | 22    | 262.04       | 4      | 0.55       | 20            | 7                | 102.8          |
| 4      | 404        | 12    | 256.49       | 4      | 0.55       | 20            | 7                | 102.8          |
| 5      | 405        | 1     | 250.37       | 4      | 0.55       | 20            | 7                | 102.8          |
| 6      | 406        | 26.2  | 264.37       | 4      | 0.40       | 20            | 9.8              | 102.8          |
| 7      | 407        | 11.7  | 256.32       | 4      | 0.40       | 20            | 9.8              | 102.8          |
| 8      | 408        | 22    | 262.04       | 4      | 0.86       | 20            | 4.5              | 102.8          |
| 9      | 409        | 22?   | 265.07       | 4      | 1.30       | 30            | 6                | 67.1           |
| 10     | 410        | 22    | 262.04       | 4      | 0.55       | 20            | 3.5              | 102.8          |
| 11     | 411        | 22    | 262.04       | 4      | 0.55       | 20            | 14               | 102.8          |
| 12     | 412        | 21.1  | 261.52       | 4      | 0.47       | 30            | 8.2              | 102.8          |
| 13     | 413        | 21.4  | 261.71       | 4      | 0.50       | 40            | 7.7              | 102.8          |
| 14     | 414        | 22    | 262.04       | 4      | 0.55       | 25            | 7                | 102.8          |
| 15     | 415        | 22    | 262.04       | 4      | 0.60       | 15            | 6.4              | 102.8          |
| 16     | 421        | 25    | 268.40       | 4      | 1.00       | 20            | 6                | 67.1           |
| 17     | 422        | 22    | 266.74       | 4      | 1.00       | 20            | 6                | 67.1           |
| 18     | 423        | 22    | 265.07       | 4      | 1.00       | 20            | 6                | 67.1           |
| 19     | 424        | 12    | 259.51       | 4      | 1.00       | 20            | 6                | 67.1           |
| 20     | 425        | -15   | 244.51       | 4      | 1.00       | 20            | 6                | 67.1           |
| 21     | 426        | 22    | 265.07       | 4      | 1.06       | 30            | 6                | 67.1           |
| 22     | 427        | 22    | 265.05       | 4      | 1.30       | 30            | 6                | 67.1           |
| 23     | 428        | 22 ?  | 265.07       | 4      | 1.60       | 30            | 6                | 67.1           |
| 24     | 429        | 22    | 262.04       | 4      | 0.86       | 40            | 4.5              | 102.8          |

W. B. Wright.  
Validation results  
For LEWICE 2.0  
1997. 679 p.



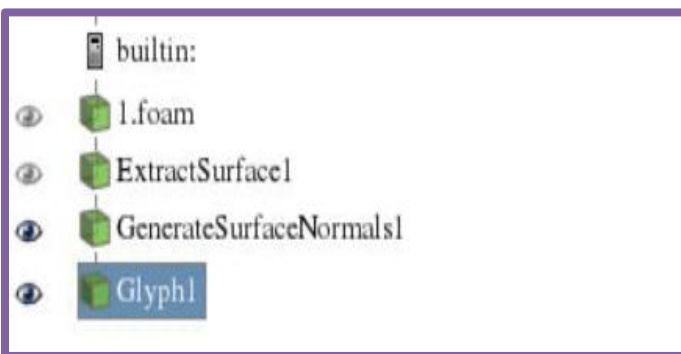
# Особенности запуска решателя iceFoam

## Запуск с пленкой в параллельном режиме

```
decomposePar  
decomposePar -region  
wallFilmRegion
```

```
reconstructPar  
reconstructPar -region  
wallFilmRegion
```

## Отображение толщины пленки в Paraview



## Расчетный случай из статьи

“M. Papadakis et al. Experimental Investigation of Water Droplet Impingement on Airfoils, Finite Wings, and an S-Duct Engine Inlet. 2003.”

**NACA 64A008 Airfoil**

**Taper Ratio = 0.62**

**Wing Area = 1767.6 i**

**Aspect Ratio = 2.6**

**Leading Edge Sweep**

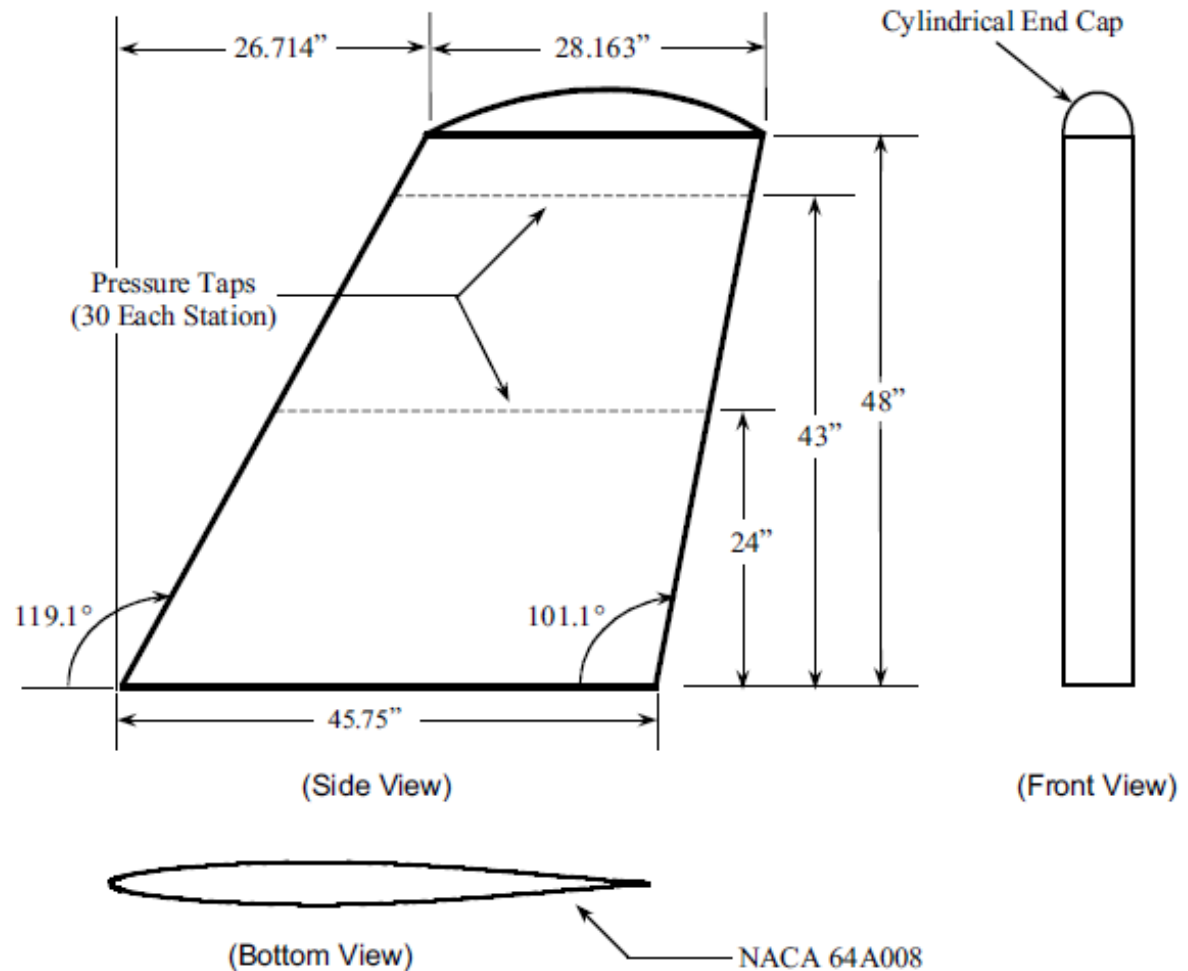
**Angle =  $29.1^\circ$**

**Trailing Edge Sweep**

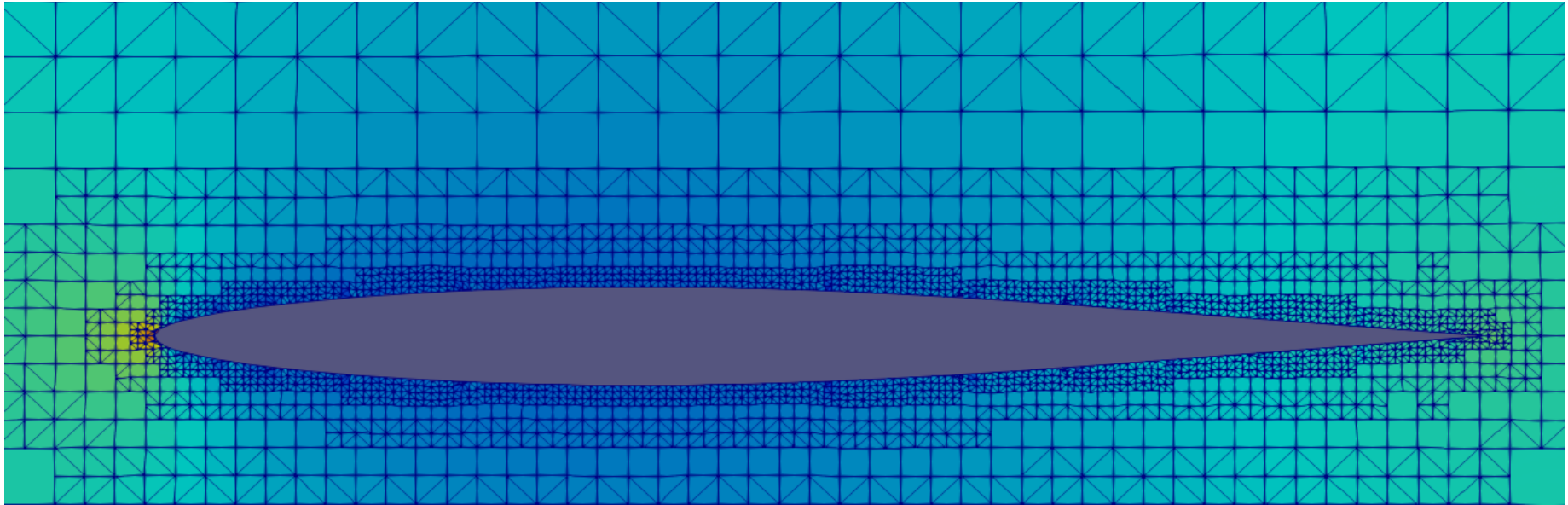
**Angle =  $11.1^\circ$**

**$V=77.4$  м/с**

**$\alpha=0.6$**

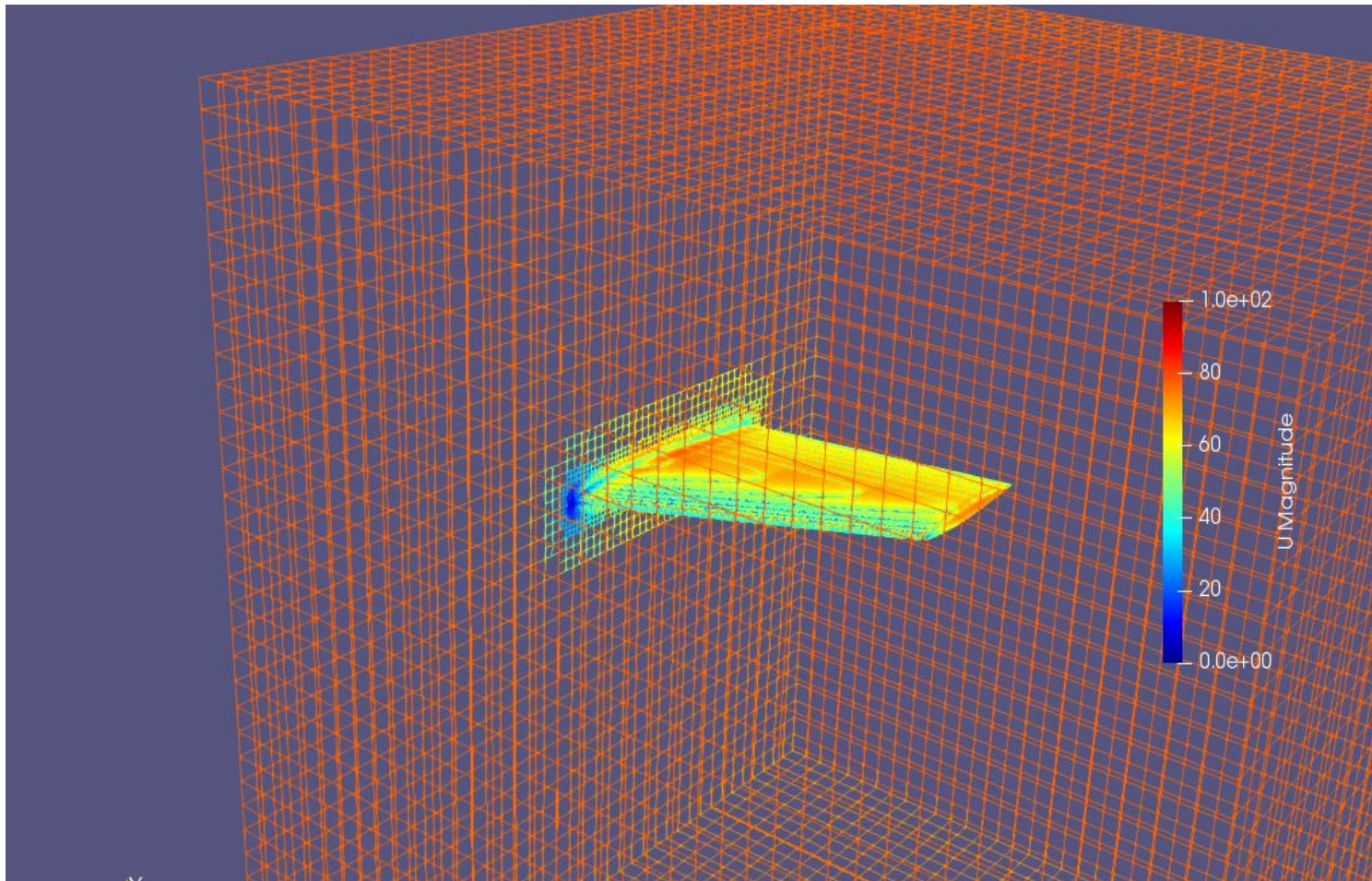


## Расчетный случай



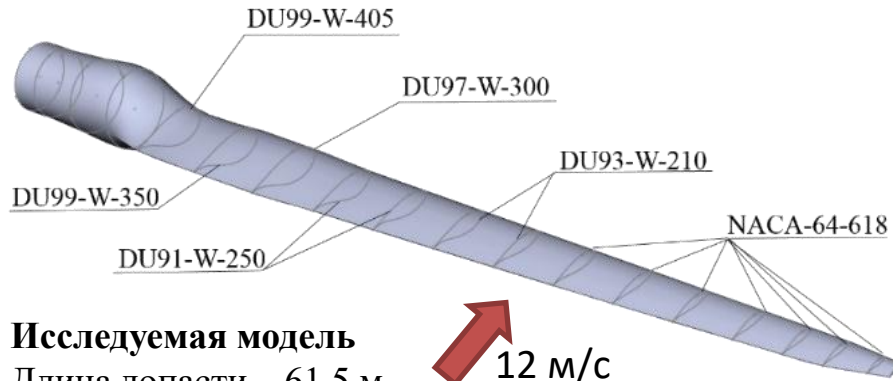
# Расчетная область и сетка для 3D стреловидного крыла

~450e3 cells (40 40 40)



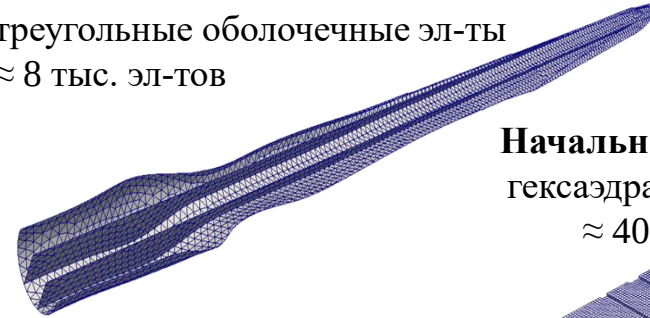


# Решение задачи аэроупругости для лопасти ветроустановки NREL 5 MWt в пакетах OpenFOAM и Code Aster



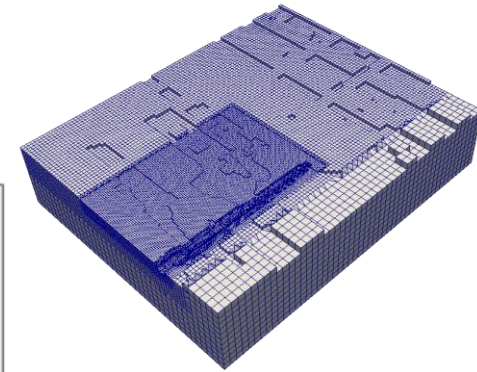
## Начальная КЭ сетка

треугольные оболочечные эл-ты  
≈ 8 тыс. эл-тов

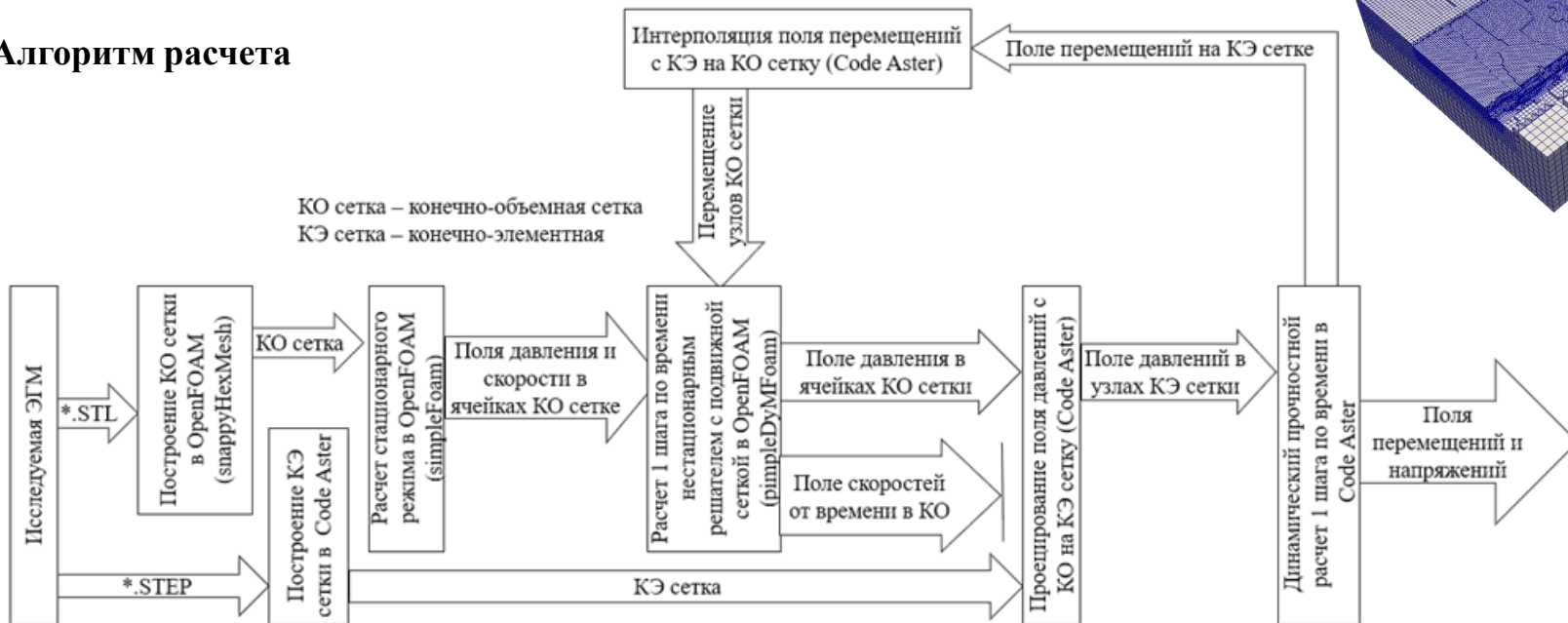


## Начальная КО сетка

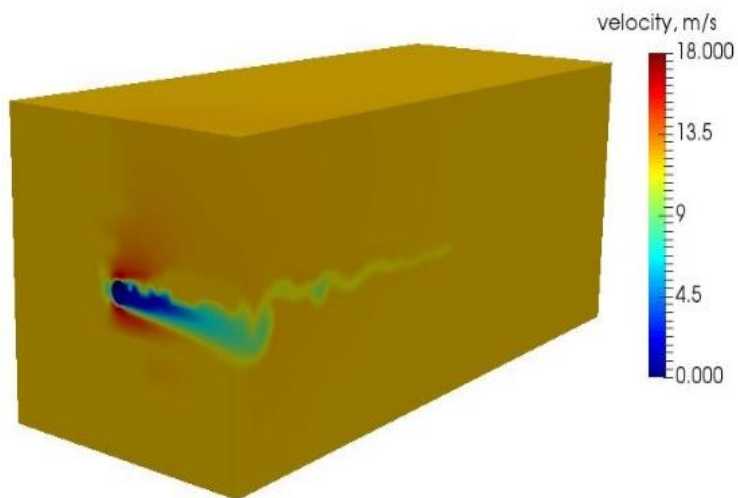
гексаэдральные эл-ты  
≈ 400 тыс. эл-тов



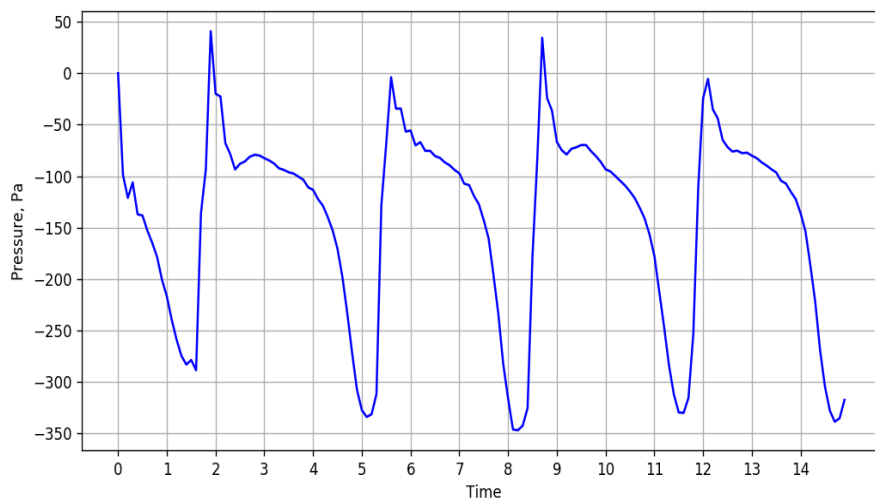
## Алгоритм расчета



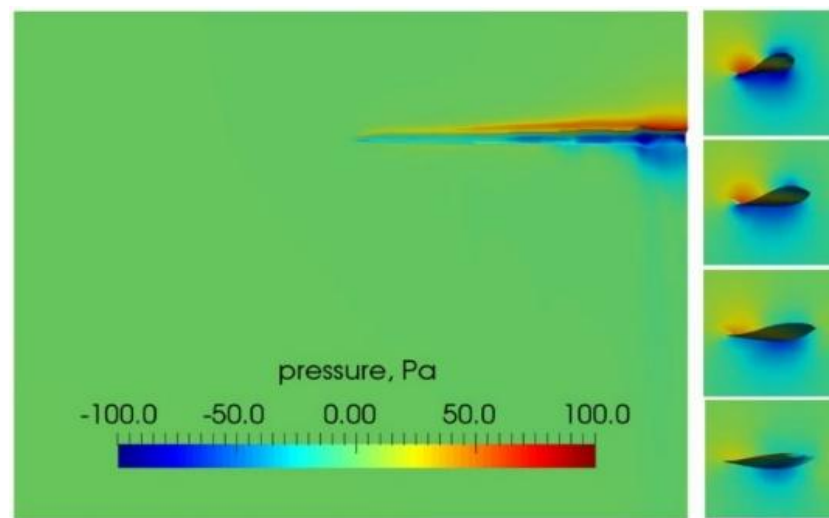
# Нестационарный аэродинамический расчет с подвижной сеткой



**Начальное поле скоростей**

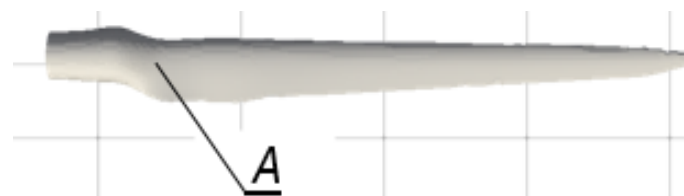


**Изменение давления вблизи точки A**



**Начальные поля давлений**

Сечения  $x = 12$  м,  $x = 24$  м,  $x = 36$  м,  $x = 48$  м



Модель турбулентности: Detached Eddy  
Simulation на основе RANS Spalart-  
Allmaras модели