



Балтийский государственный технический
университет «ВОЕНМЕХ» Д.Ф. Устинова

Кафедра плазмогазодинамики и теплотехники

Выпускная квалификационная работа

Моделирование обтекания вертолѐта при
взлѐте и посадке

Выполнил: Д.Г. Ковытин

Группа: А941

Научный руководитель: Циркунов Ю.М.

Санкт-Петербург 2018г.

Содержание

- Анализ литературы;
- Рассмотрение основных положений теории несущего винта вертолѐта;
- Завершение построения 3-D модели вертолѐта;
- Построение сетки в по SolidWorks FlowSimulation;
- Расчѐт внешнего обтекания вертолѐта на режиме взлѐта и посадки (снижения).

Построение модели

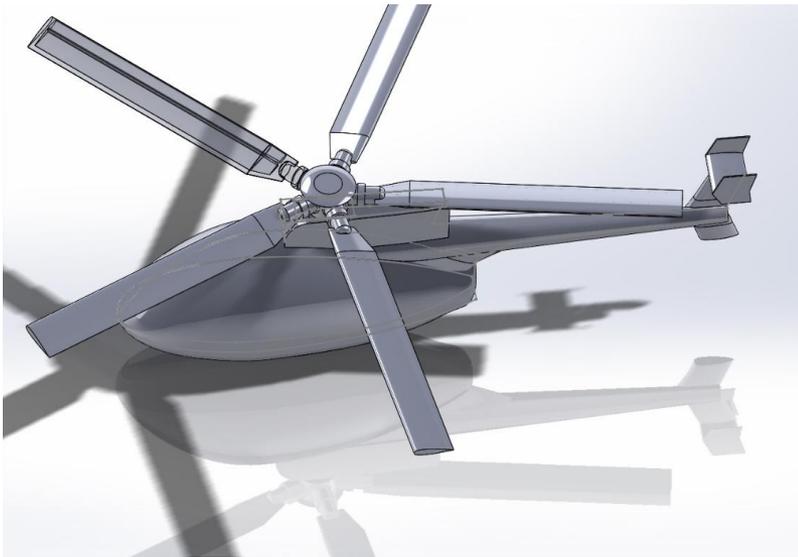


Рисунок 1 – Сборка с
винтом



Рисунок 2 – Готовая
модель

Построение сетки

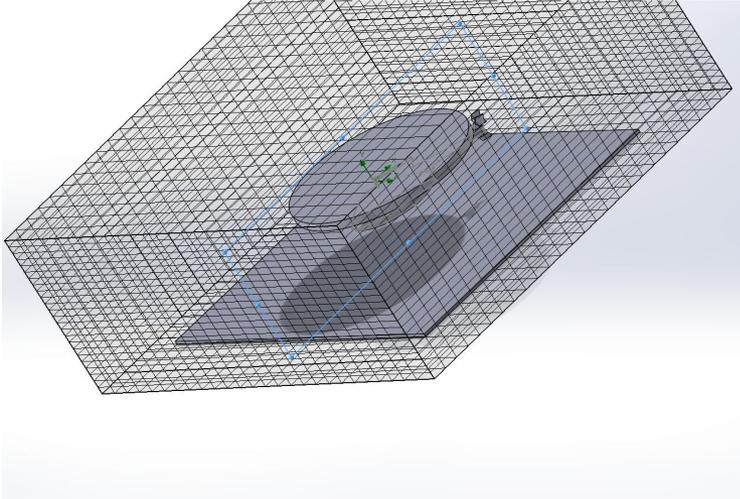


Рисунок 3 – Базовая сетка

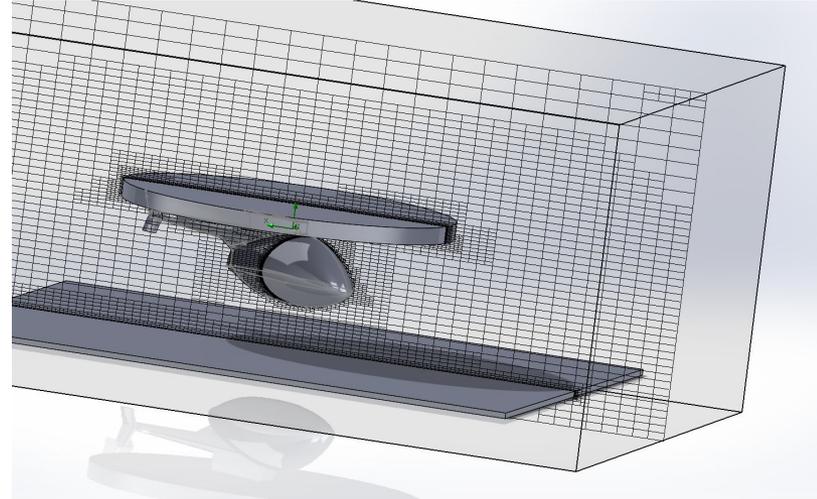


Рисунок 4 – Итоговая сетка

- Сначала настраивается базовая сетка, после, от базовой строится итоговая сетка
- Итоговая сетка для взлёта насчитывает 2205313 ячеек.

Построение сетки

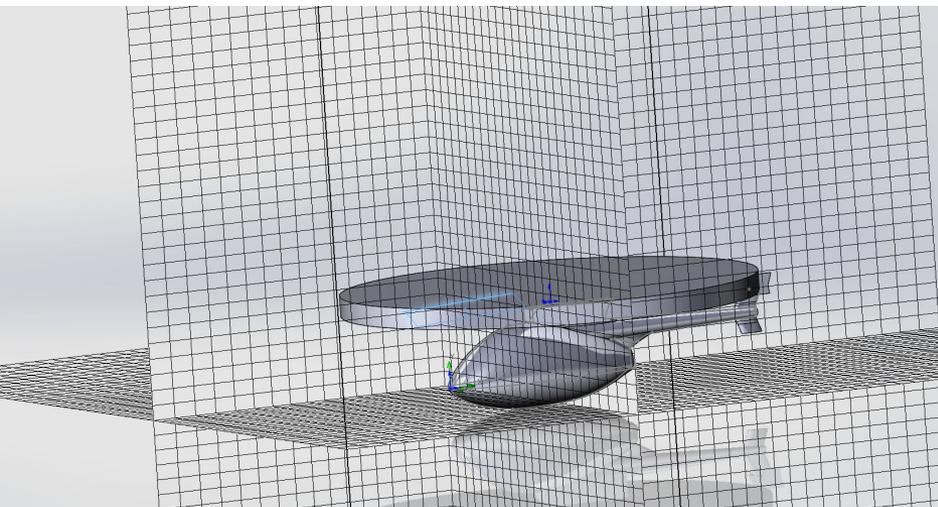


Рисунок 5 – Базовая сетка

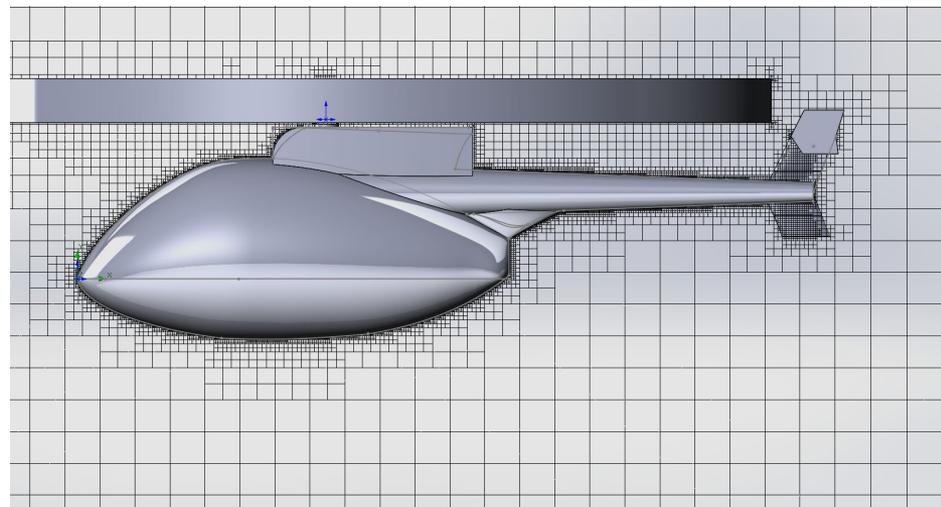


Рисунок 6 – Итоговая сетка

- Итоговая сетка для посадки насчитывает примерно 3000000 ячеек

Настройка решателя и математическая модель

Flow simulation моделирует движение потока, на основе решения осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса.

Уравнения Навье–Стокса:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \rho + \rho \nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \\ \rho \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \rho (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} + \nabla p = \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} \\ \rho \frac{\partial e}{\partial t} + \rho (\mathbf{u} \cdot \nabla) e + p \nabla \cdot \mathbf{u} = \Phi - \nabla \cdot \mathbf{q} \end{array} \right.$$

$$\Phi = 2 \left(\frac{\partial u_i}{\partial x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial u_j}{\partial y} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial u_k}{\partial z} \right)^2 + \left(\frac{\partial u_i}{\partial y} + \frac{\partial u_j}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial u_i}{\partial z} + \frac{\partial u_k}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial u_j}{\partial z} + \frac{\partial u_k}{\partial y} \right)^2$$

Диссипативная функция

$$p = \rho RT$$

Уравнение состояния

$$\tau_{ij} = 2\mu \left(\varepsilon_{ij} - \frac{1}{3} \operatorname{div} \vec{u} \right)$$

Тензор вязких напряжений

$$\mu = \frac{C_1 T^{3/2}}{C_2 + T}$$

Сдвиговая вязкость

$$e = c_v T = RT / (\gamma - 1)$$

Внутренняя энергия

$$\mathbf{q} = -k \nabla T$$

Тепловой поток

В SolidWorks используется модель турбулентности k-ε standart. Благодаря быстрой сходимости и относительно низким требованиям к объему памяти k-ε модель очень популярна при решении задач.

Осреднение по Рейнольдсу

Метод осреднения по Рейнольдсу заключается в замене случайных значений параметра на сумму средних и пульсационных значений этого же параметра.

$$f = \bar{f} + f'$$

Осреднённые уравнения Навье—Стокса:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \\ \rho \frac{\partial u_i}{\partial t} + \rho u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho \overline{u'_i u'_j} \right) \end{array} \right.$$

Гипотеза Буссинеска:

$$\overline{-u'_i u'_j} = \vartheta_T \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{ij}$$

Осреднённые уравнения, с учётом этой гипотезы:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \\ \rho \frac{\partial u_i}{\partial t} + \rho u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \mu_t) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \end{array} \right.$$

В данной модели решается 2 дополнительных уравнения для транспорта кинетической энергии турбулентности (k) и транспорта диссипации турбулентности (ε).

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) + \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \left(\mu + \frac{\rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right\} - \overline{\rho u_i' u_j'} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \rho \varepsilon - 2\rho \varepsilon \frac{k}{\gamma RT}.$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} \left(-\overline{\rho u_i' u_j'} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \left(\mu + \frac{\rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right\} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k}.$$

$$k = \frac{1}{2} \overline{\vec{u}' \vec{u}'}, \varepsilon = 2u \cdot \text{tr} \left(\overline{\text{grad} \vec{u}' \cdot (\text{grad} \vec{u}')^T} \right),$$

$$C_\mu = 0.09, \sigma_k = 1.0, \sigma_\varepsilon = 1.3, C_{1\varepsilon} = 1.44, C_{2\varepsilon} = 1.92$$

Исходные данные

- Нормальная взлётная масса: 1 361 [кг];
- Угол установки лопастей: 11 [град] при взлёте, 9,7 [град] при спуске ;
- Скорость подъёма(спуска): 6 [м/с], 4 [м/с] (начальное условие)
- Подключено условие на стенке;
- Задана область вращения;
- Скорость вращения винта: 220 [об/мин] на подъёме, 200 [об/мин] при спуске;
- Профиль лопасти: NASA 0015 (рисунок 6).

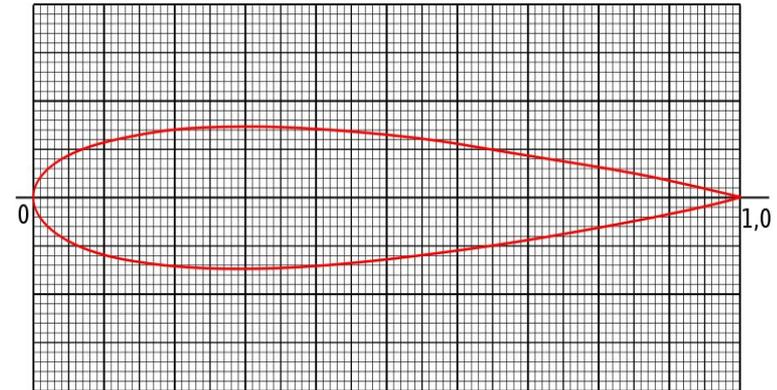


Рисунок 7

Результаты расчёта

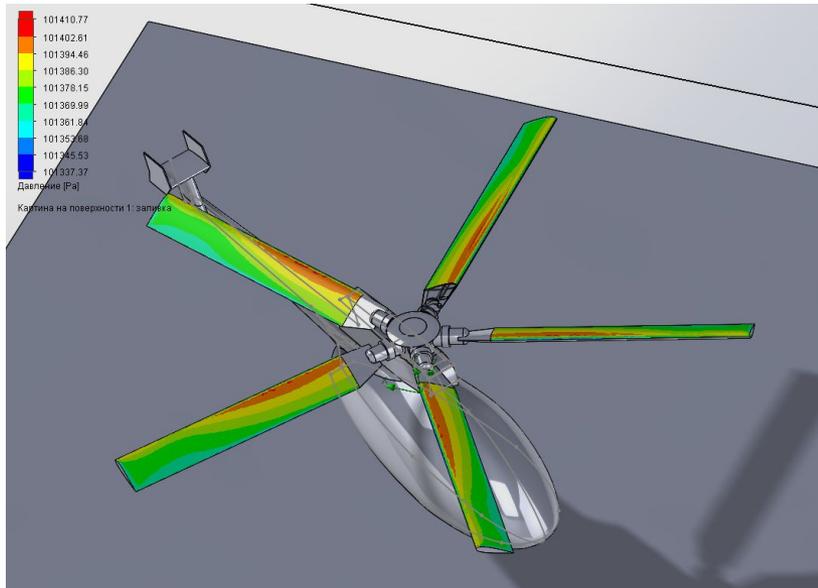


Рисунок 8 – Распределение давления на лопастях при взлёте

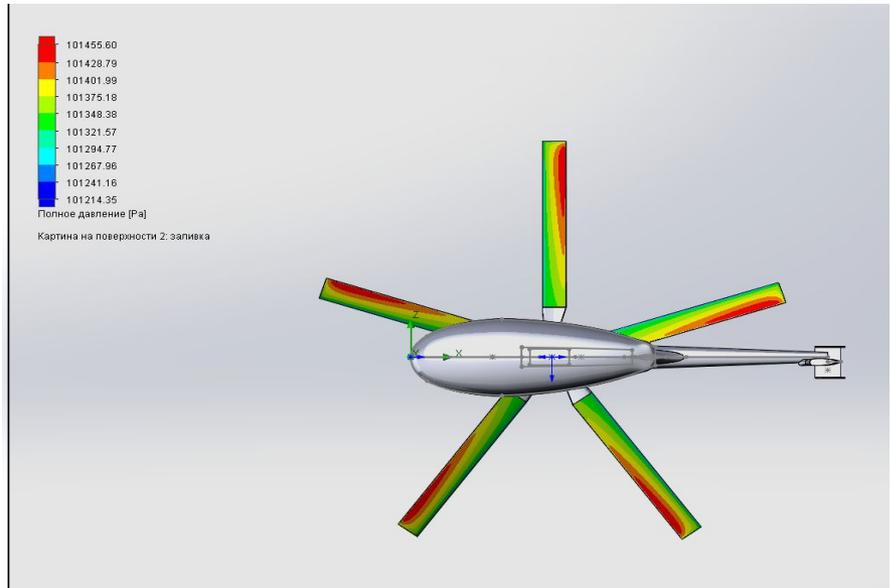


Рисунок 9 – Распределение давления лопастях при снижении

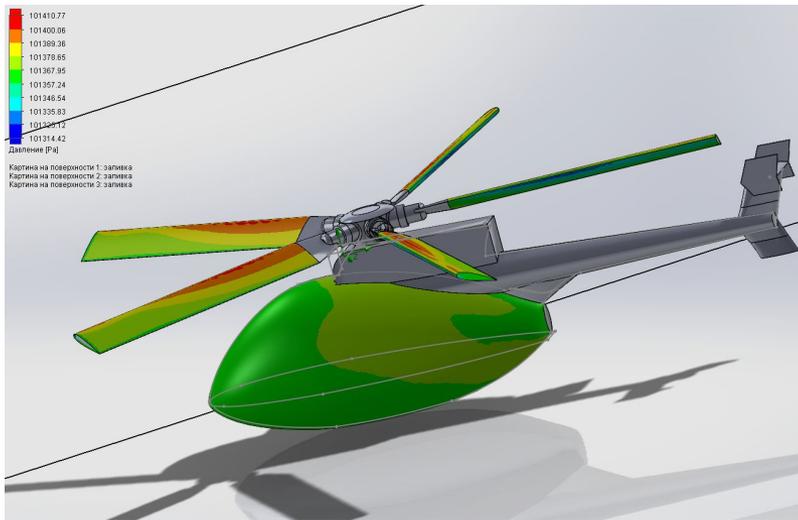


Рисунок 8 – Распределение давления на фюзеляже при взлёте

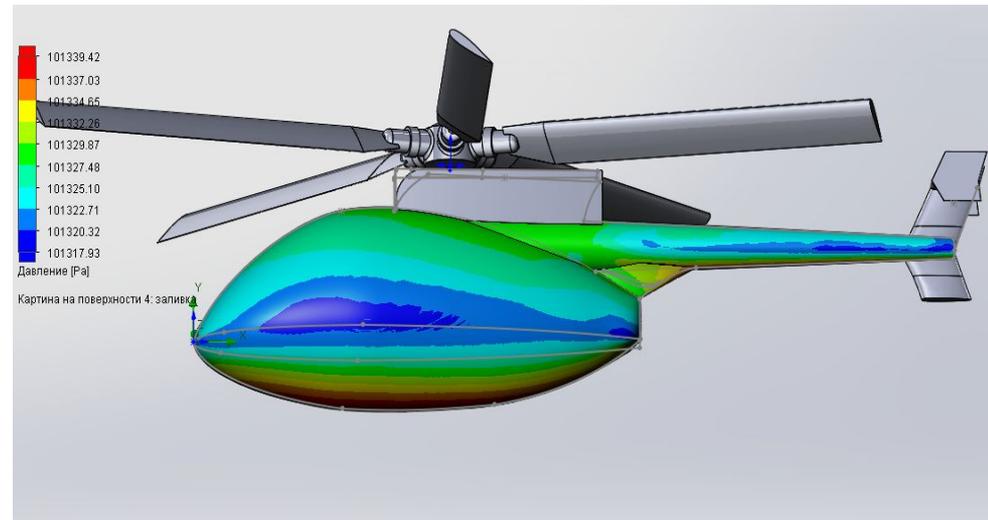


Рисунок 9 – Распределение давления на фюзеляже при снижении

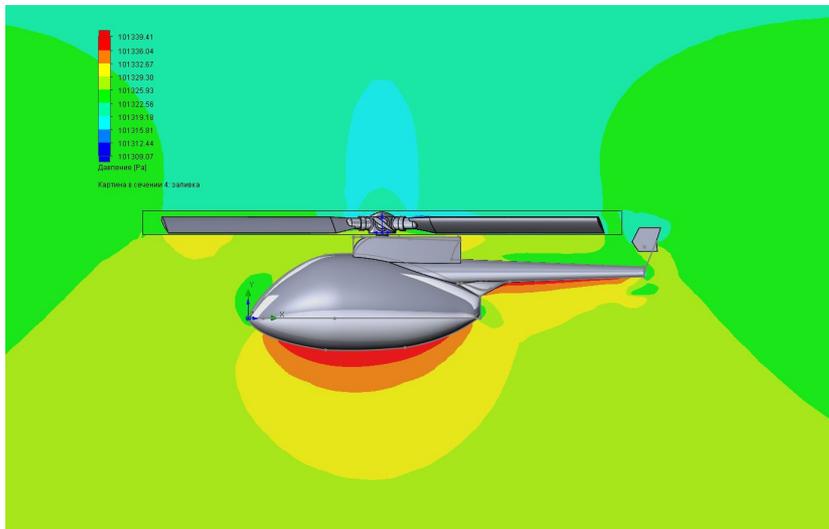


Рисунок 10 – Распределение давления в сечении при снижении

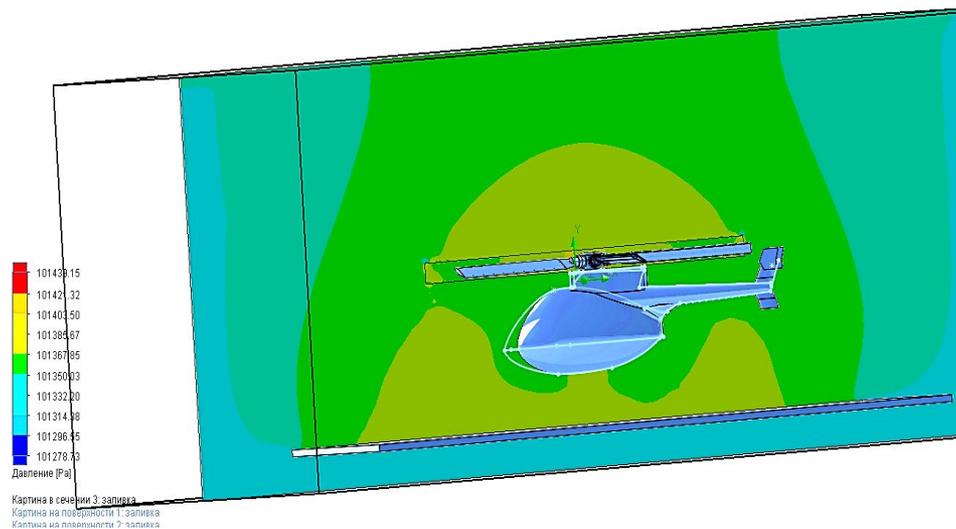


Рисунок 9 – Распределение давления в сечении при взлёте

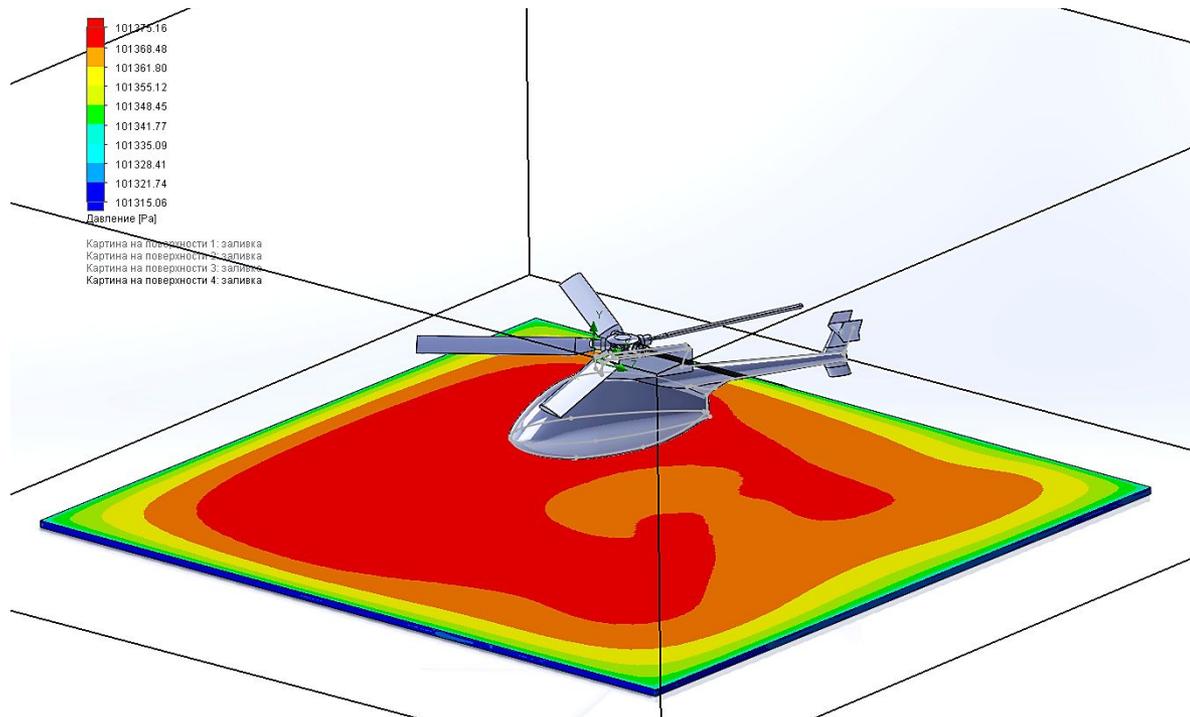


Рисунок 11 – Распределение давления на взлётной площадке

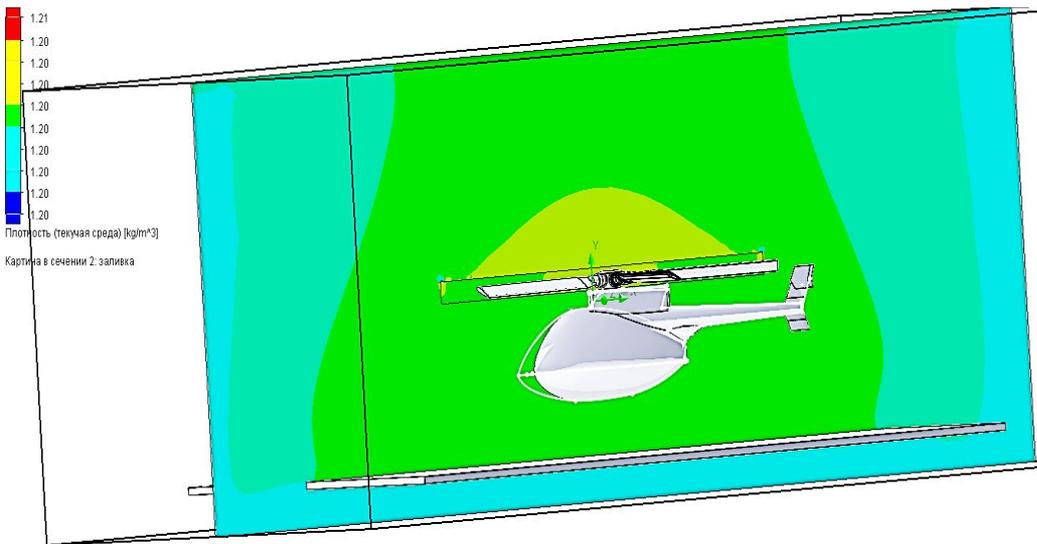


Рисунок 12 – Распределение плотности в сечении при взлёте

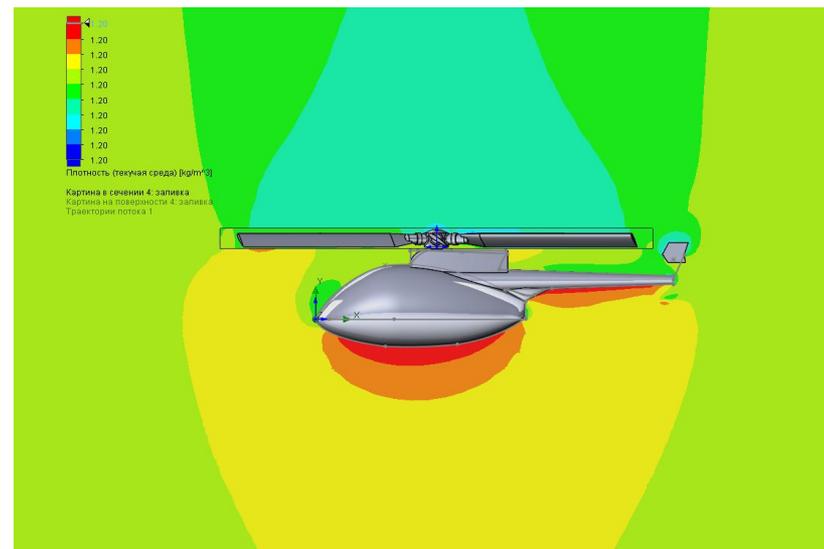


Рисунок 13 – Распределение плотност в сечении при снижении

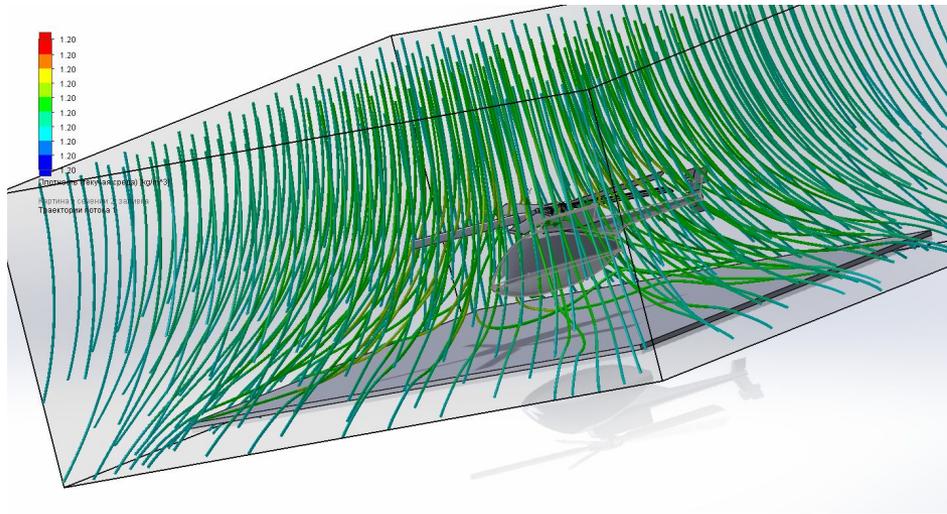


Рисунок 14 – Траектории потока при взлёте

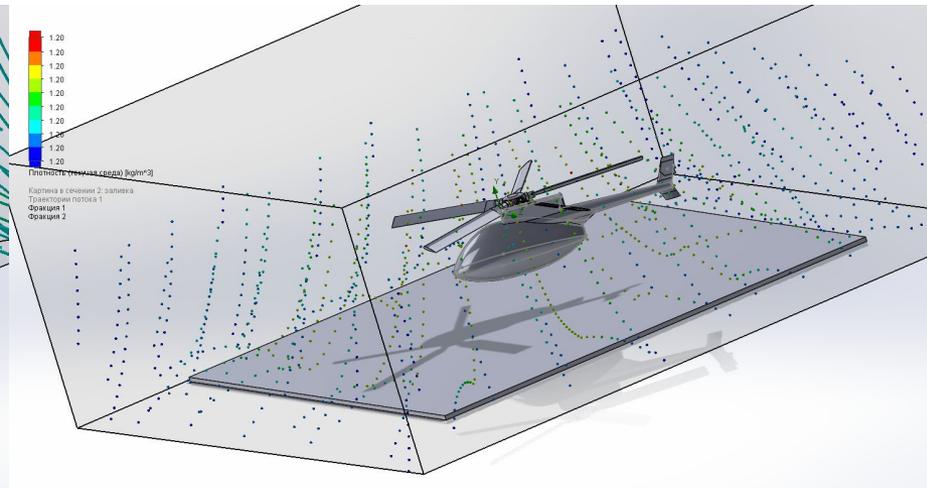


Рисунок 15 – Движение частиц в потоке при взлёте

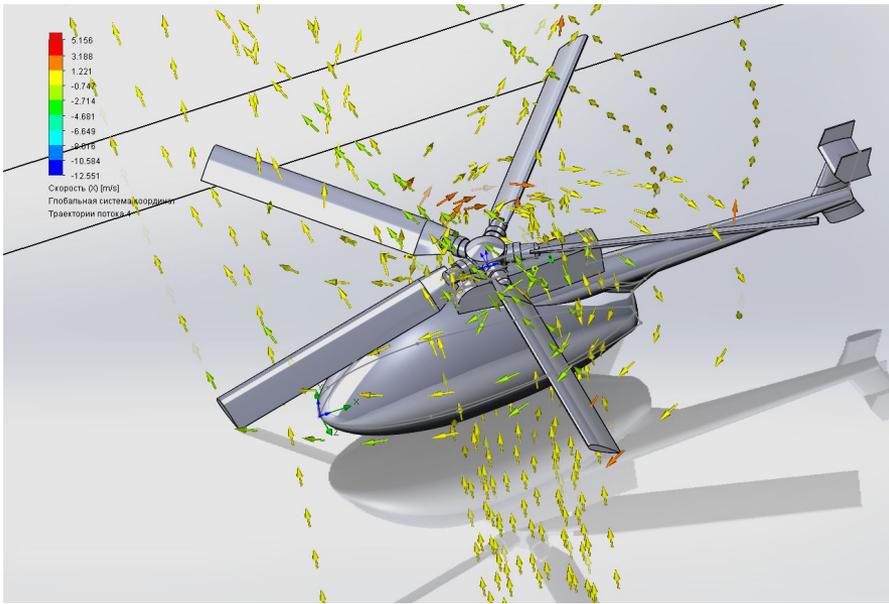


Рисунок 16 – Траектории потока при снижении

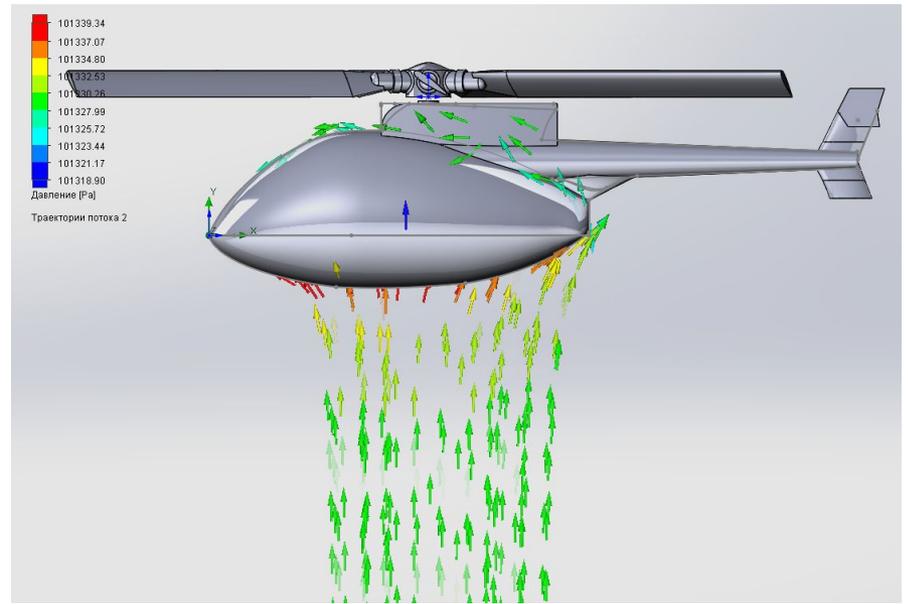


Рисунок 17 – Обтекание фюзеляжа при снижении

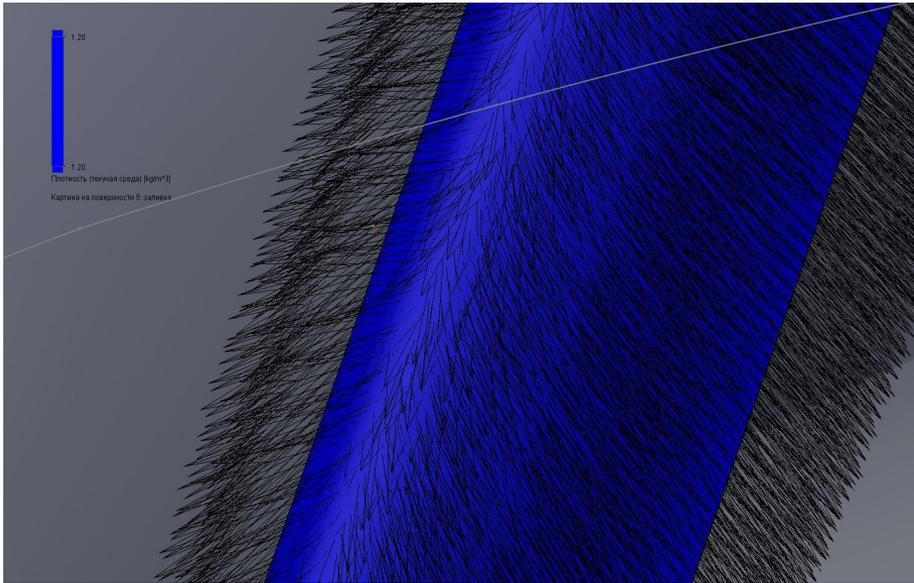


Рисунок 18 – Линии тока вблизи лопасти при взлёте

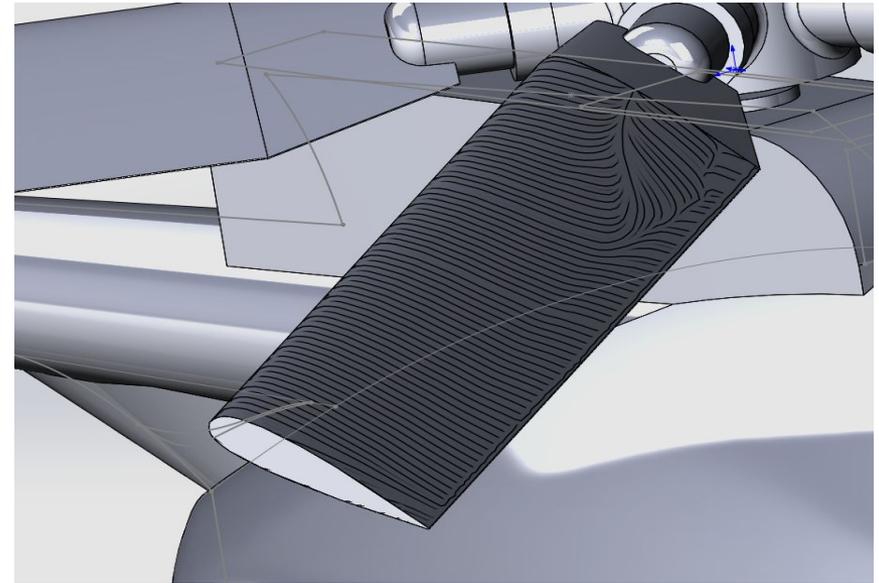


Рисунок 19 – Линии тока вблизи лопасти при снижении

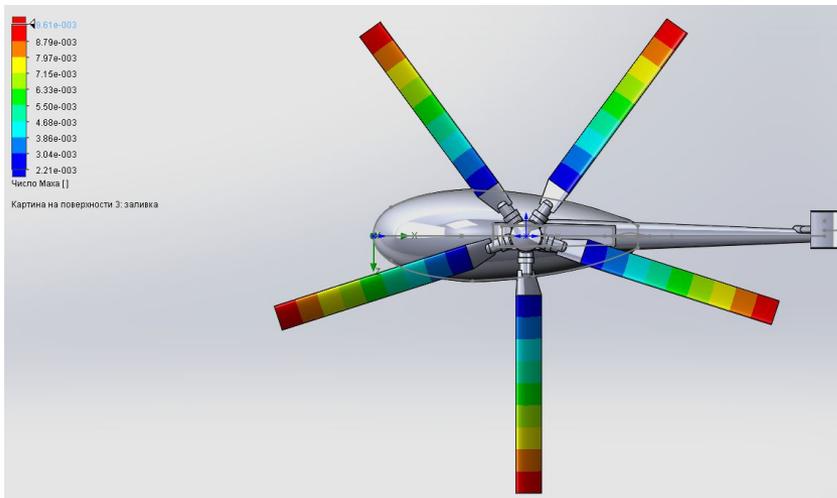


Рисунок 18 – Распределение числа Маха по лопастям

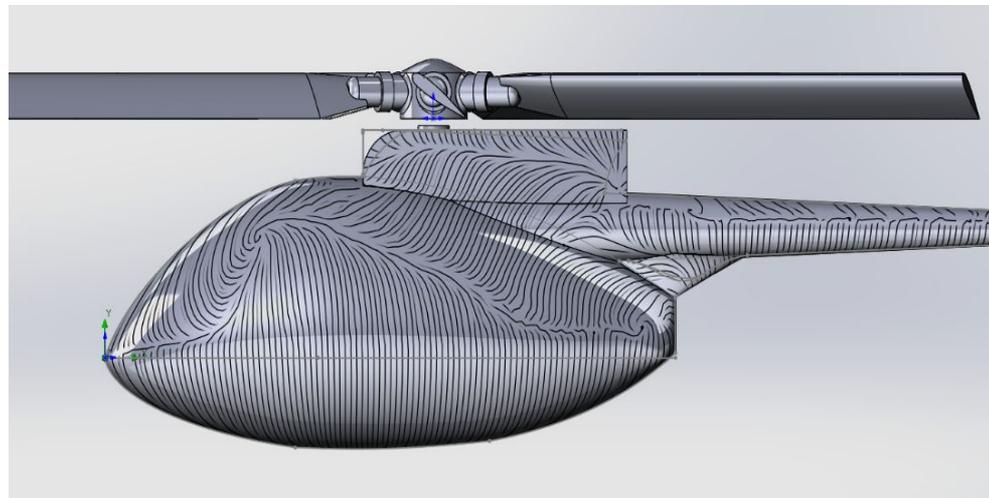


Рисунок 18 – Линии тока вблизи фюзеляжа и хвостовой балки

Выводы

- В данной выпускной квалификационной работе была построена 3-D модель гражданского вертолѐта Hughes 500E и выполнен расчѐт обтекания фюзеляжа и несущего винта вблизи поверхности на режимах взлета и посадки;
- Обтекание несущего винта моделировалось на основе упрощенной теории несущего винта; обтекание фюзеляжа моделировалось численно на основе уравнений Рейнольдса с $k-\epsilon$ моделью турбулентности в пакете SolidWorks 16.0.
- Получены и проанализированы картины обтекания вертолѐта и поля газодинамических параметров в потоке, на фюзеляже и лопастях винта.

Спасибо за внимание