



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

## **Кафедра А9 «Плазмогазодинамика и теплотехника»**

**Моделирование течения при взлёте и посадке  
вертолёта**

Выполнил: Д.Г. Ковытин  
Группа: А9М41

Санкт-Петербург 2018г.

# Содержание

- Анализ литературы;
- Рассмотрение основных положений теории несущего винта вертолётa;
- Расчёт внешнего обтекания вертолётa на режиме взлёта и посадки (снижения).
- Рассмотрение проблемы обтекания заокнцовок лопастей;
- Постановка задачи.

## Построение модели

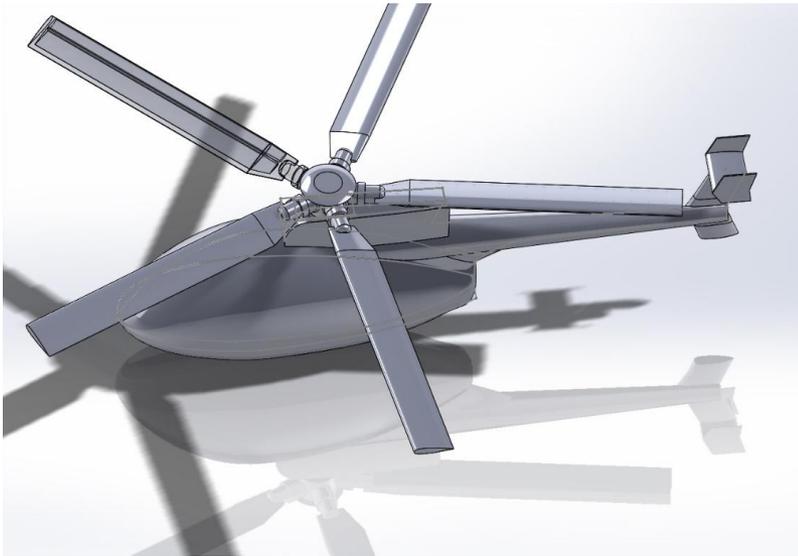


Рисунок 1 – Сборка с  
винтом



Рисунок 2 – Готовая  
модель

## Построение сетки для взлёта

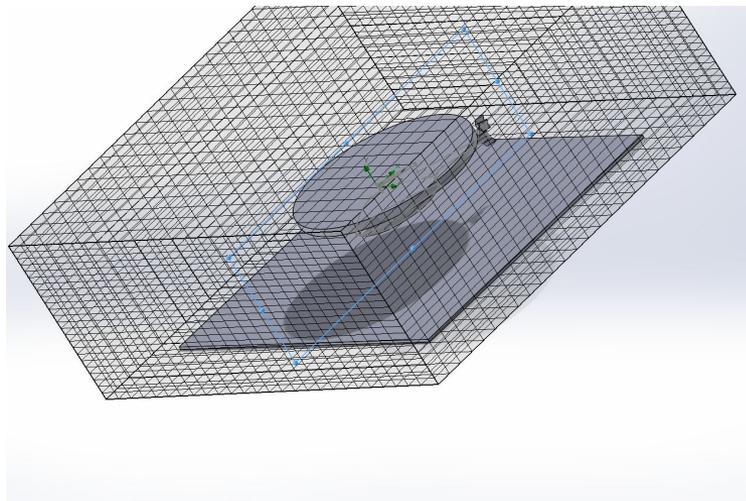


Рисунок 3 – Базовая сетка

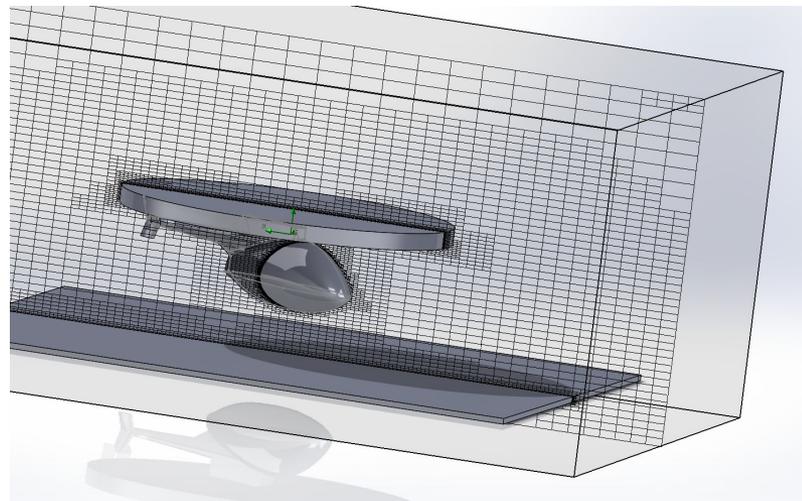


Рисунок 4 – Итоговая сетка

- Сначала настраивается базовая сетка, затем, на основе базовой строится итоговая сетка
- Итоговая сетка для взлёта насчитывает 2205313 ячеек.

## Построение сетки для посадки

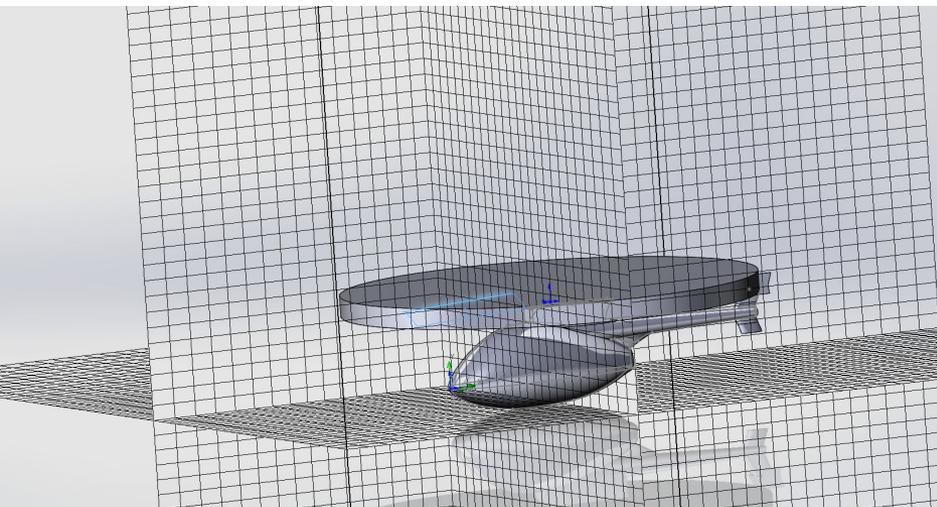


Рисунок 5 – Базовая сетка

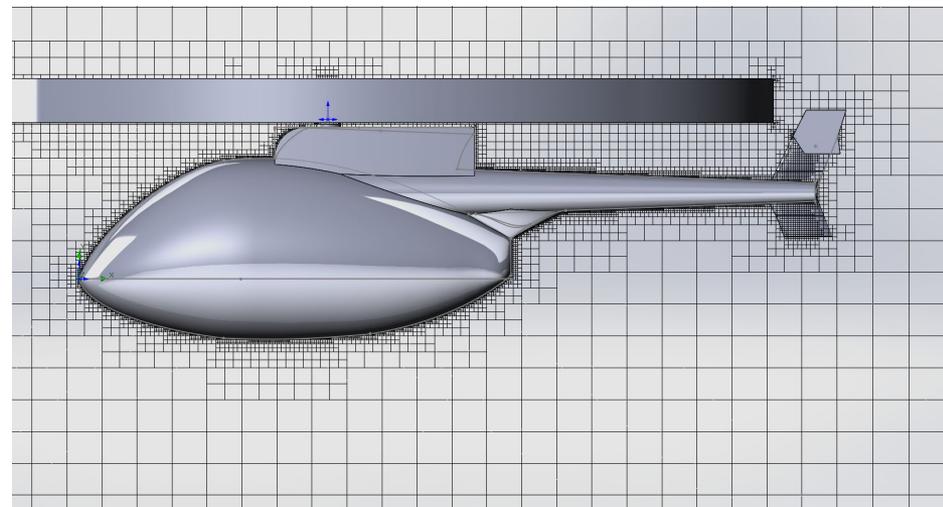


Рисунок 6 – Итоговая сетка

- Финальная сетка для посадки насчитывает примерно 3000000 ячеек

## Математическая модель и настройка решателя

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

**Исходные 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

$$\mu = \text{const}$$

Вязкость

$$e = c_v T = RT / (\gamma - 1) \quad \text{Внутренняя энергия}$$

$$\mathbf{q} = -k \nabla T \quad , \text{ где } k = \mu * c_p / Pr \quad \text{Плотность теплового потока}$$

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 и Фавру

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

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

Для сжимаемых течений часто используют осреднение по Фавру:

$$\overline{f(t)} = \frac{\overline{\rho f}}{\bar{\rho}}$$

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

## Осреднённые уравнения

Применив осреднения по Рейнольдсу и по Фавру получим:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \bar{\rho} \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_i} = 0 \\ \bar{\rho} \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial t} + \bar{\rho} \frac{\partial \tilde{u}_i \tilde{u}_j}{\partial x_j} = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \overline{\rho u'_i u'_j} \right) \\ \frac{\partial}{\partial t} \left[ \bar{\rho} \left( \tilde{e} + \frac{\tilde{u}_i \tilde{u}_i}{2} \right) + \bar{\rho} k \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \bar{\rho} \tilde{u}_j \left( \tilde{h} + \frac{\tilde{u}_i \tilde{u}_i}{2} \right) + \bar{\rho} \tilde{u}_j k \right] = \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \bar{q}_j - \overline{\rho u_j'' h''} + \overline{\tau_{ji} u_i''} - \frac{\overline{\rho u_j'' u_i'' u_i''}}{2} \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \tilde{u}_i (\overline{\tau_{ji}} + \overline{\tau_{t,ji}}) \right] \end{array} \right.$$

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:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \bar{\rho} \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_i} = 0 \\ \bar{\rho} \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial t} + \bar{\rho} \frac{\partial \tilde{u}_i \tilde{u}_j}{\partial x_j} = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \rho (\mu + \mu_T) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \\ \frac{\partial}{\partial t} \left[ \bar{\rho} \left( \tilde{e} + \frac{\tilde{u}_i \tilde{u}_i}{2} \right) + \bar{\rho} k \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \bar{\rho} \tilde{u}_j \left( \tilde{h} + \frac{\tilde{u}_i \tilde{u}_i}{2} \right) + \bar{\rho} \tilde{u}_j k \right] = \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \bar{q}_j - \overline{\rho u_j'' h''} + \overline{\tau_{ji} u_i''} - \frac{\overline{\rho u_j'' u_i'' u_i''}}{2} \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \tilde{u}_i (\overline{\tau_{ji}} + \overline{\tau_{t,ji}}) \right] \end{array} \right.$$

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

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

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

$$k = \frac{1}{2} \overline{u' u'} \quad \varepsilon = 2\mu \cdot \overline{\frac{\partial u_i'}{\partial x_j} \frac{\partial u_i'}{\partial x_j}}$$

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

# 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: NACA 0015 (рисунок 7).

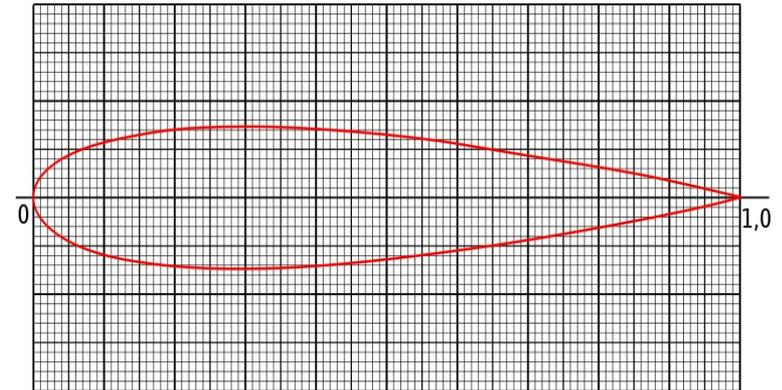


Рисунок 7

# Результаты расчёта

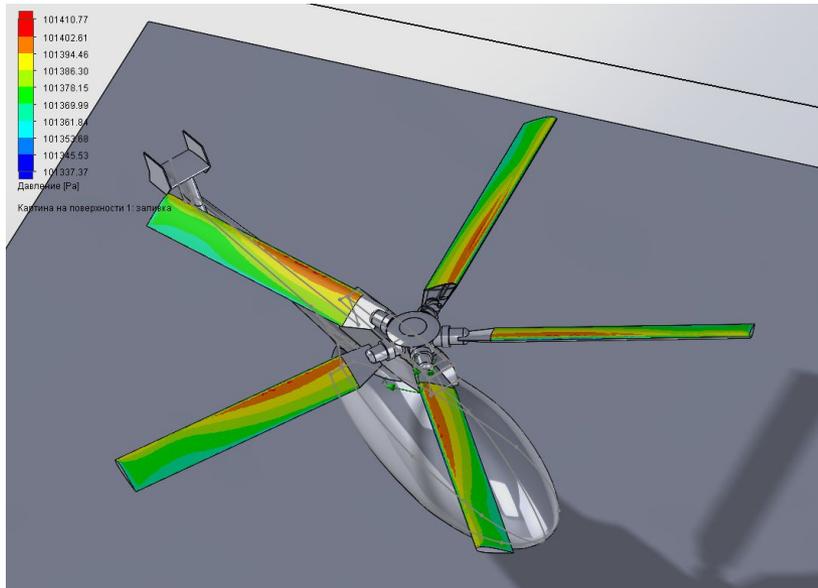


Рисунок 8 – Поле давления на лопастях при взлёте

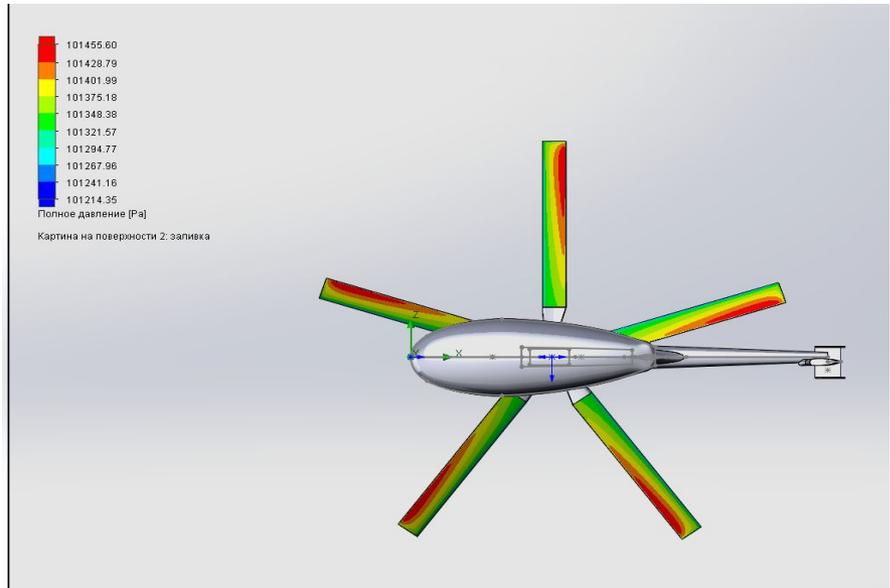


Рисунок 9 – Поле давления на лопастях при снижении

# Результаты расчёта

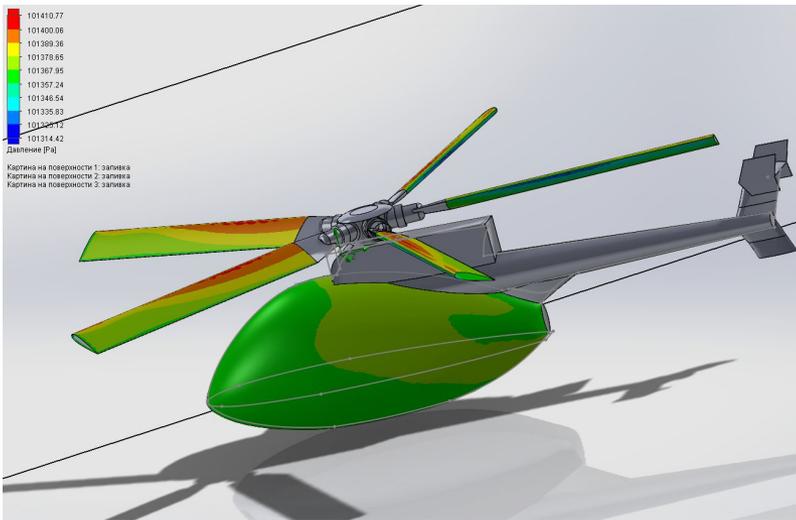


Рисунок 8 – Поле давления на фюзеляже при взлёте

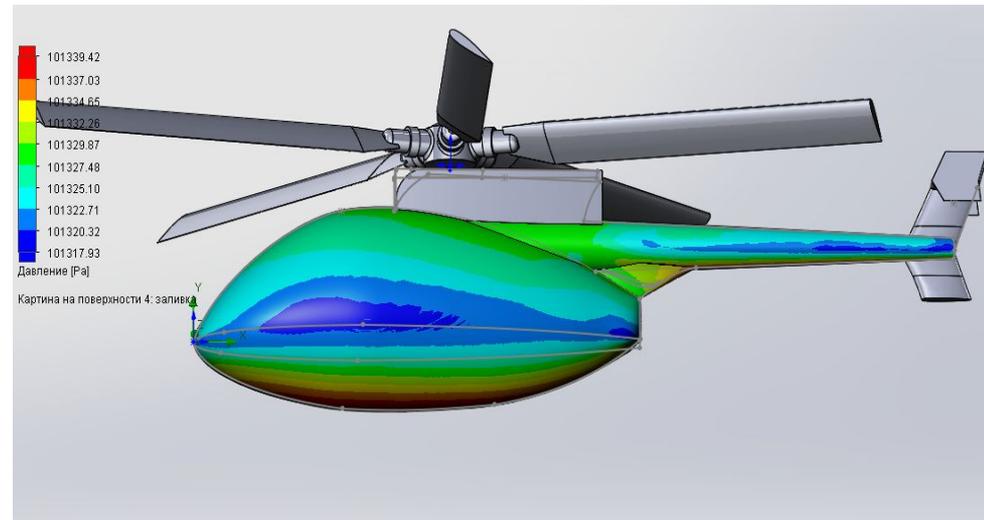


Рисунок 9 – Поле давления на фюзеляже при снижении

# Результаты расчёта

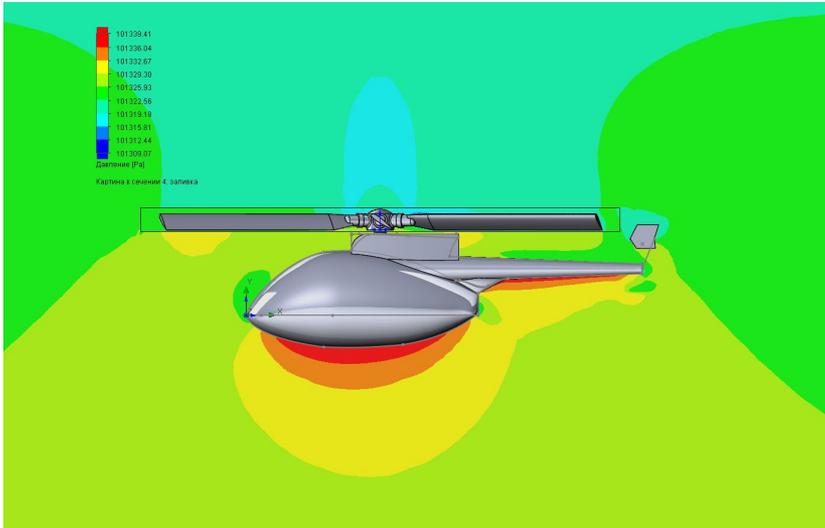


Рисунок 10 – Поле давления в сечении при снижении

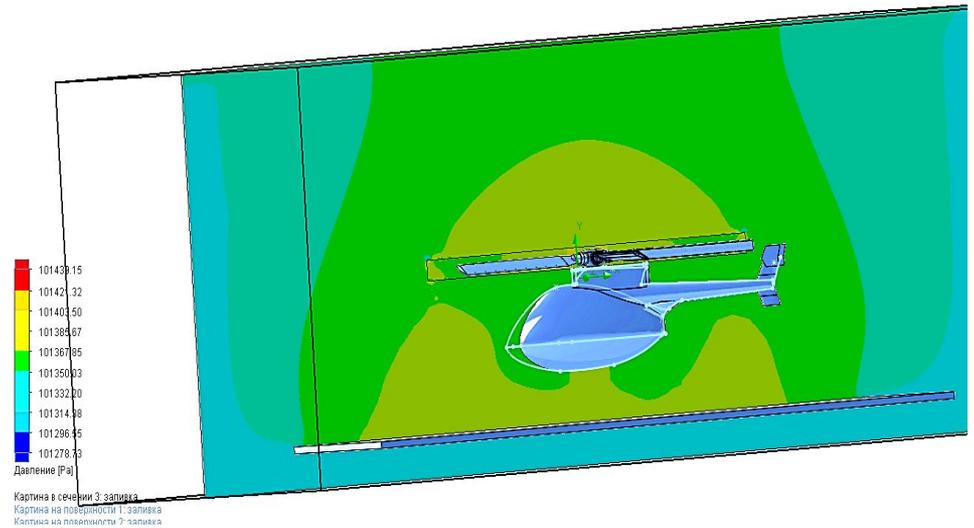


Рисунок 9 – Поле давления в сечении при взлёте

# Результаты расчёта

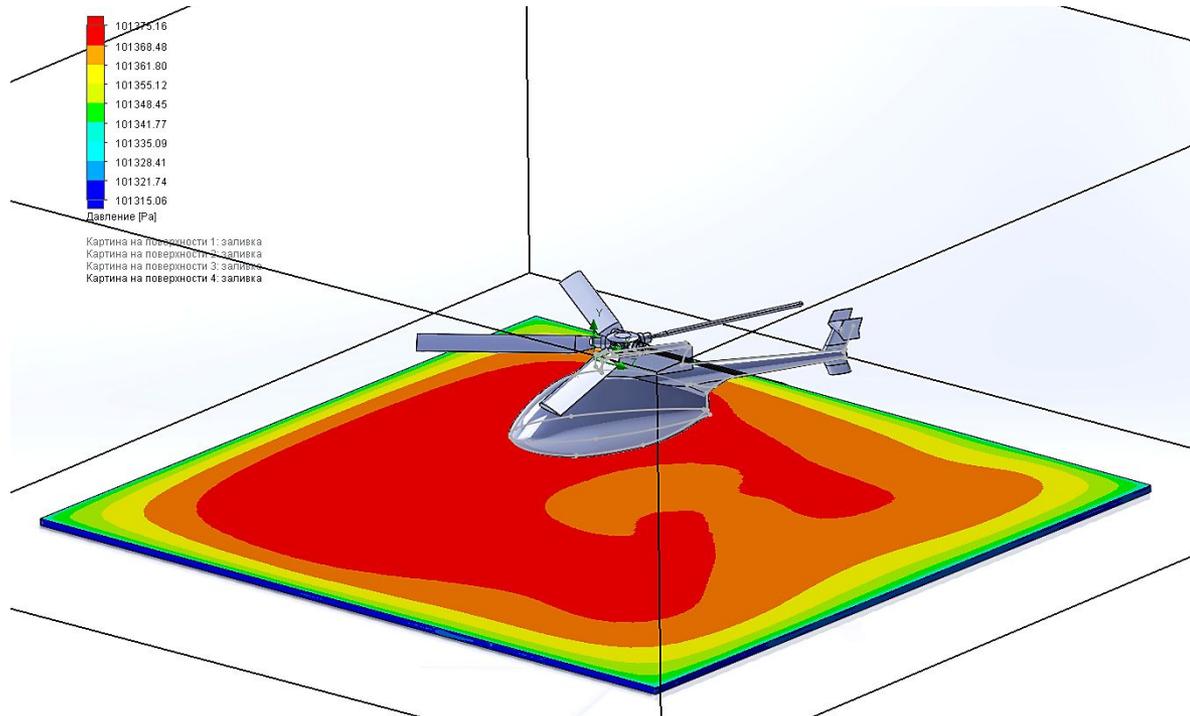


Рисунок 11 – Поле давления на взлётной площадке

# Результаты расчёта

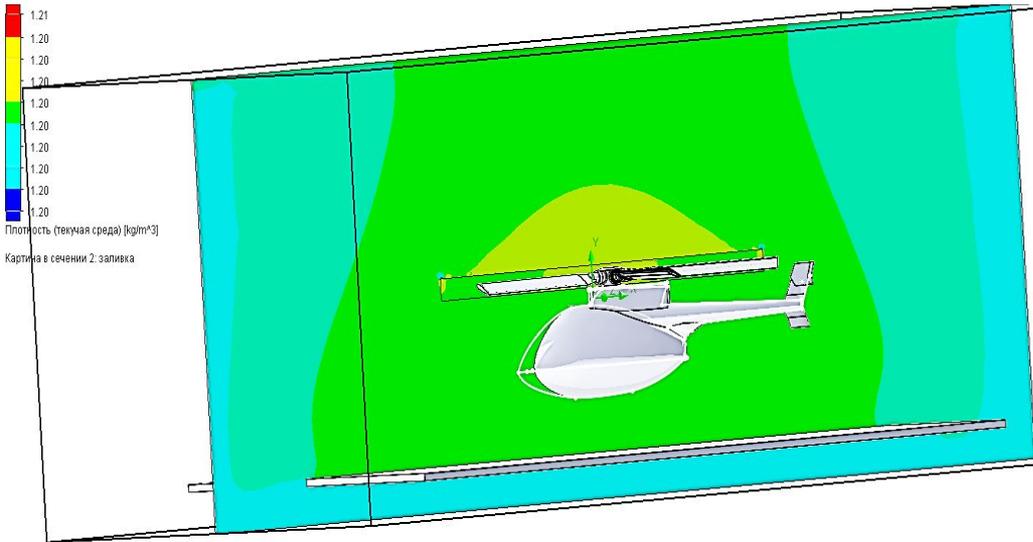


Рисунок 12 – Поле плотности в сечении при взлёте

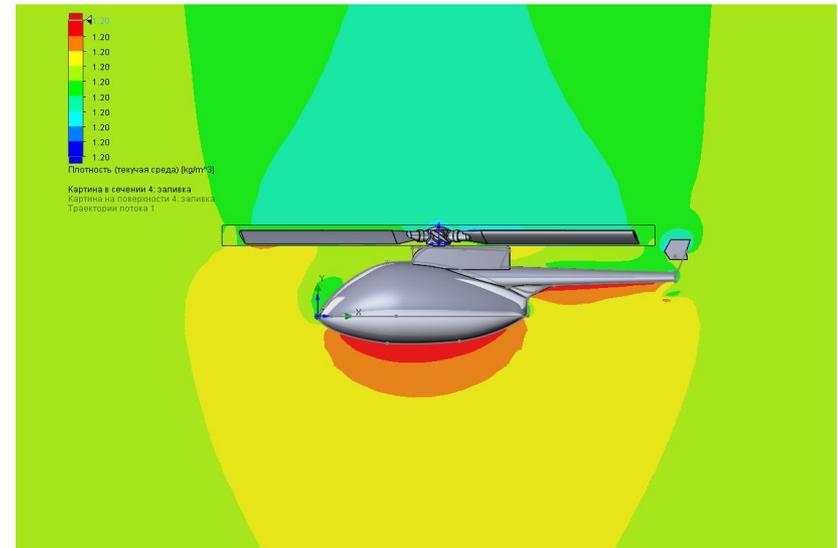


Рисунок 13 – Поле плотности в сечении при снижении

# Результаты расчёта

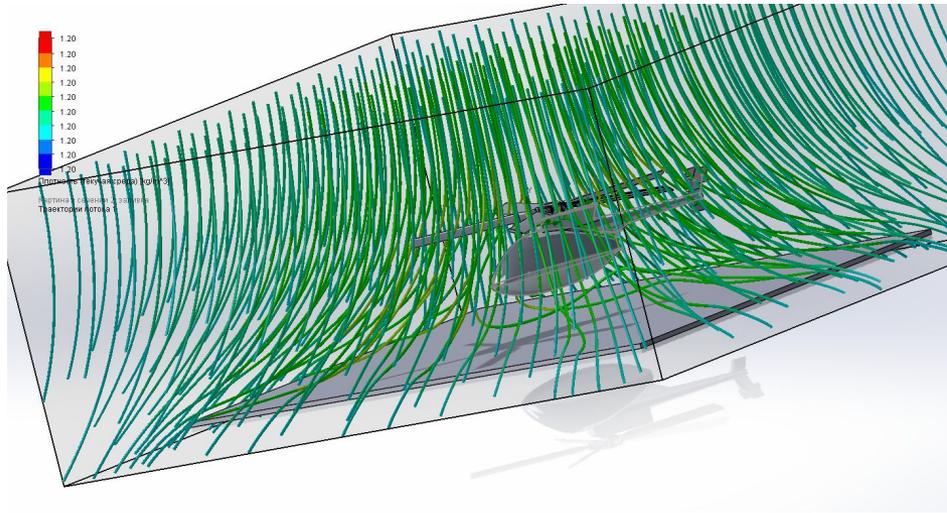


Рисунок 14 – Траектории потока при взлёте

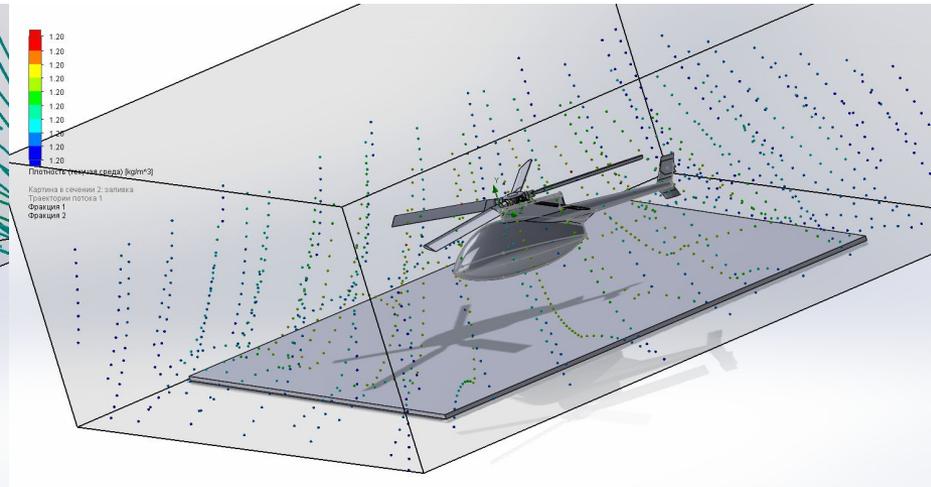


Рисунок 15 – Движение частиц в потоке при взлёте

# Результаты расчёта

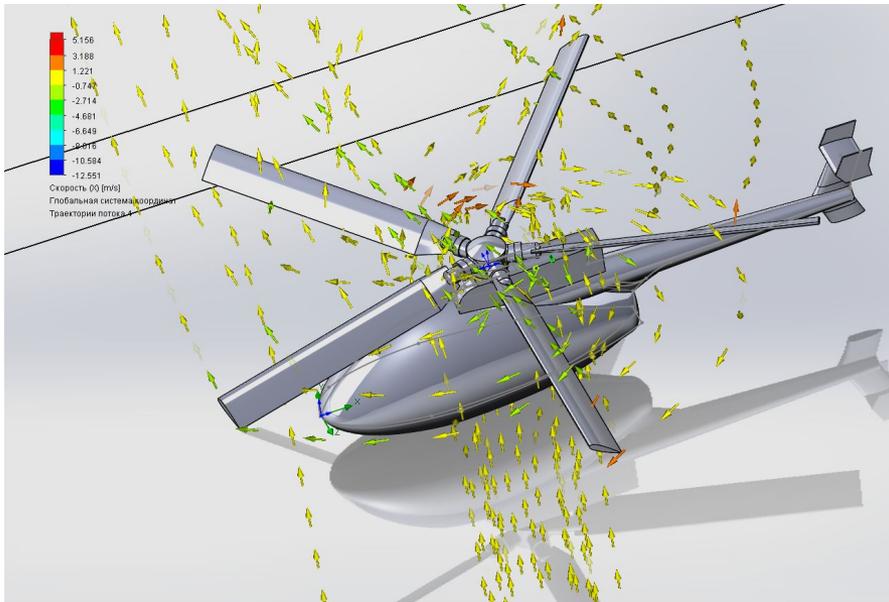


Рисунок 16 – Траектории потока при снижении

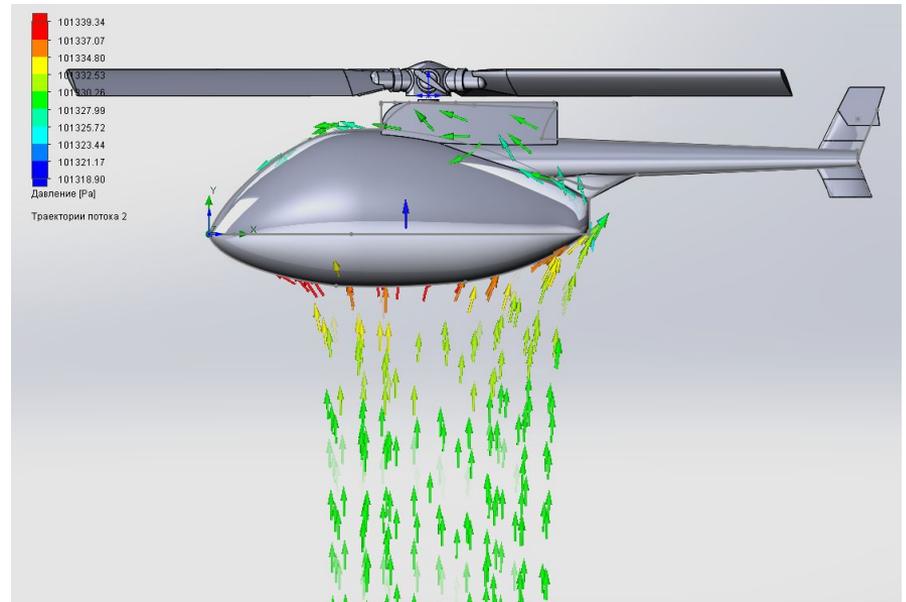


Рисунок 17 – Обтекание фюзеляжа при снижении

# Результаты расчёта

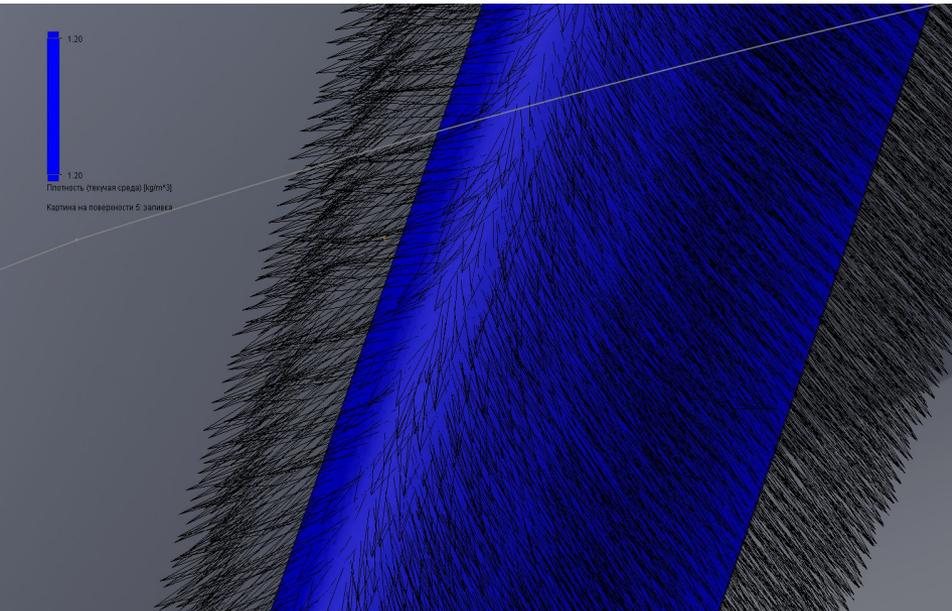


Рисунок 18 – Линии тока вблизи лопасти при взлёте

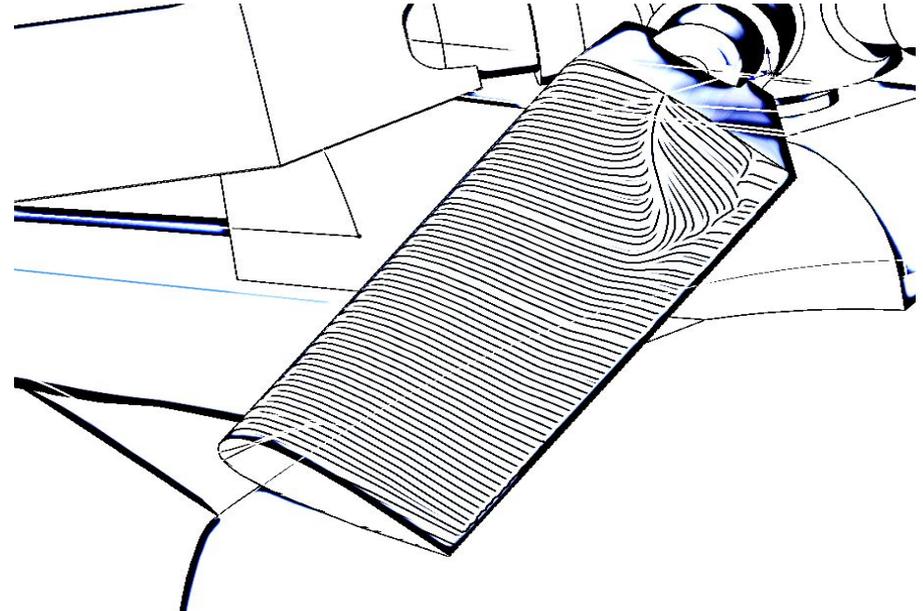


Рисунок 19 – Линии тока вблизи лопасти при снижении

# Результаты расчёта

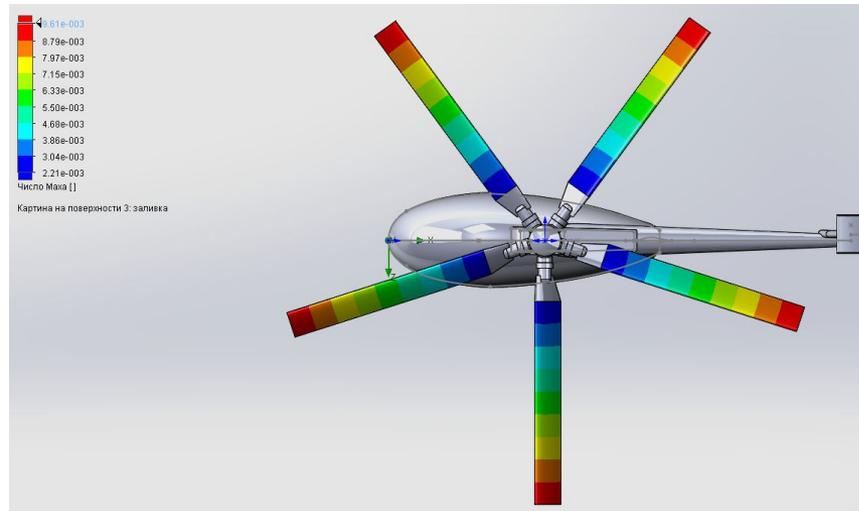


Рисунок 18 – Распределение числа Маха по лопастям

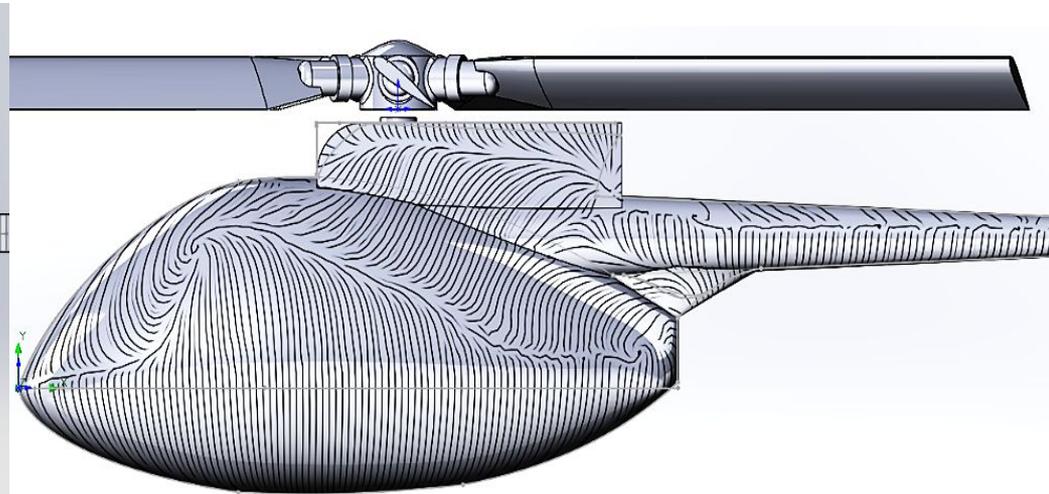


Рисунок 18 – Линии тока вблизи фюзеляжа и хвостовой балки

# Влияние стреловидной законцовки на обтекание несущего винта

- На современном этапе развития вертолетостроения возможные предельные значения реализации максимальных скоростей полета и маневренных характеристик вертолета определяются двумя критическими явлениями, возникающими на лопастях несущего винта (волновой кризис и обратное обтекание)

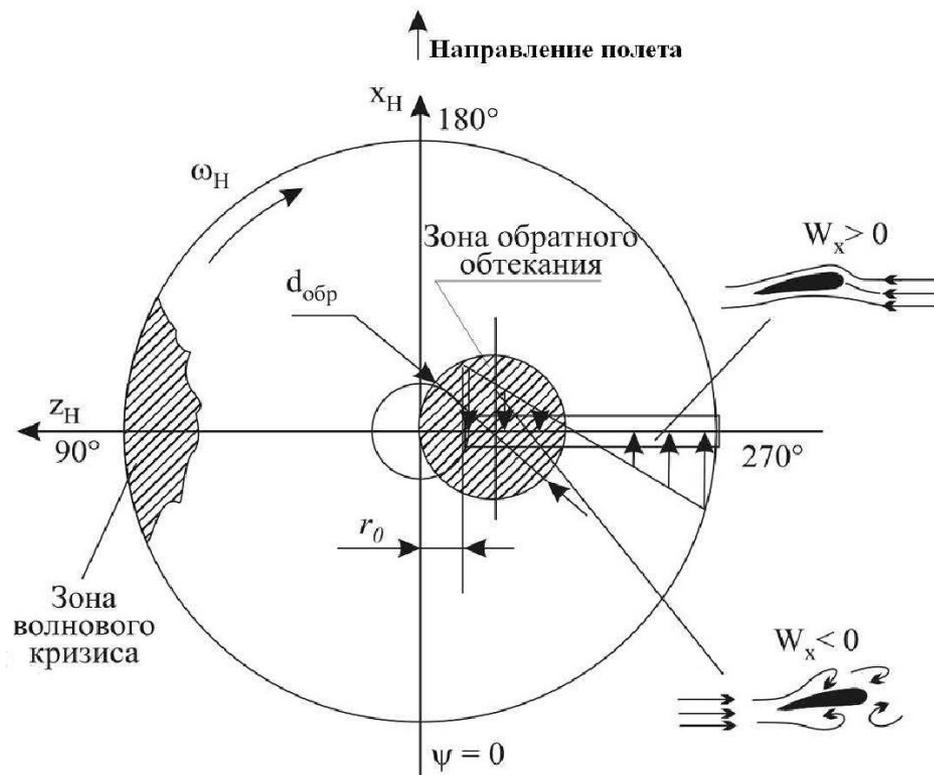


Рисунок 20- Картина обтекания

# Способы борьбы с критическими явлениями

- использование специальных профилей с большим значением критического числа Маха ( $M_{кр} \geq 0.95$ ) и благоприятным изменением моментных характеристик профиля на трансзвуковых скоростях;
- применение различных видов аэродинамических профилей переменной относительной толщины по длине лопасти (профилировка лопасти);
- установка специальных законцовок лопастей НВ, позволяющих уменьшить величину  $M_{кр}$  наступающей лопасти, улучшить влияние концевое вихря лопасти на аэродинамические характеристики несущего винта.

# Виды законцовок



НН-90

Рисунки 21,22- Виды законцовок



Камов Ка-50

Д.Г. КОВЫТИН  
2018

# Способы борьбы с критическими явлениями

- Рациональным способом уменьшения зоны обратного обтекания на диске НВ является увеличение окружной скорости конца лопасти (частоты вращения винта), так как диаметр зоны обратного обтекания определяется известным выражением:

$$d_{\text{обр}} = \frac{V \cdot \cos \alpha_{\text{Н}}}{\omega_{\text{Н}}} = \mu R$$

# Способы борьбы с критическими явлениями

- У современных вертолетов окружная скорость конца лопасти достигает величины  $wR = 220 \dots 230$  м/с, что соответствует числам  $M$  наступающей лопасти при максимальных скоростях полета  $M = 1.05 \dots 0.95$ .
- При проектировании современного скоростного вертолета необходимо обеспечить компромиссное решение при выборе частоты вращения винта: с одной стороны – уменьшение числа  $M$  конца наступающей лопасти позволяет ослабить проявление эффектов сжимаемости воздуха; с другой стороны – увеличение окружной скорости конца лопасти приводит к уменьшению зоны срыва и обратного обтекания на диске несущего винта.

# Принятые допущения

- Лопасть является абсолютно жесткой на изгиб и кручение ;
- Не учтена нестационарность обтекания сечений лопасти, т. е. использована гипотеза стационарности при определении аэродинамических характеристик профилей;
- Аэродинамические характеристики профилей сечений лопасти не зависят от угла скольжения потока вдоль лопасти и влияния центробежных сил на пограничный слой;
- Не учтена жесткость проводки управления.

# Постановка задачи

- Сравнительное тестирование моделей турбулентности: *Spalart-Allmaras*,  $k-\omega$  *SST* и  $k-\varepsilon$  *Realizable* проводилось на основе расчёта аэродинамических характеристик профиля *NACA 230-12* для углов атаки:  $= -2, 1, 3.5, 7, 9$  и числа  $Re = 5.1 \times 10^6$  ( $M = 0.6$ ). Число  $Re$  рассчитывалось для характерного линейного размера – хорды профиля  $b = 0.36$  м. Модель турбулентности, которая показала наиболее близкие результаты к эксперименту, использовалась для расчёта аэродинамических характеристик моделей крыльев, имитирующих геометрию концевых частей лопасти вертолётá.

# Постановка задачи

- Расчёты аэродинамических характеристик профиля и моделей крыльев выполнялись Ю.М. Игнаткиным, С.Г. Константиновым на суперкомпьютере МАИ ( Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 57 ) в CFD пакете ANSYS FLUENT , в котором для описания движения вязкого турбулентного потока сжимаемого газа используются осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса .
- Для подтверждения достоверности полученных результатов расчётов они сравнивались с результатами экспериментов, полученных в дозвуковой аэродинамической трубе НК МАИ и в сверхзвуковой - Т-2 МАИ

# Расчётная сетка

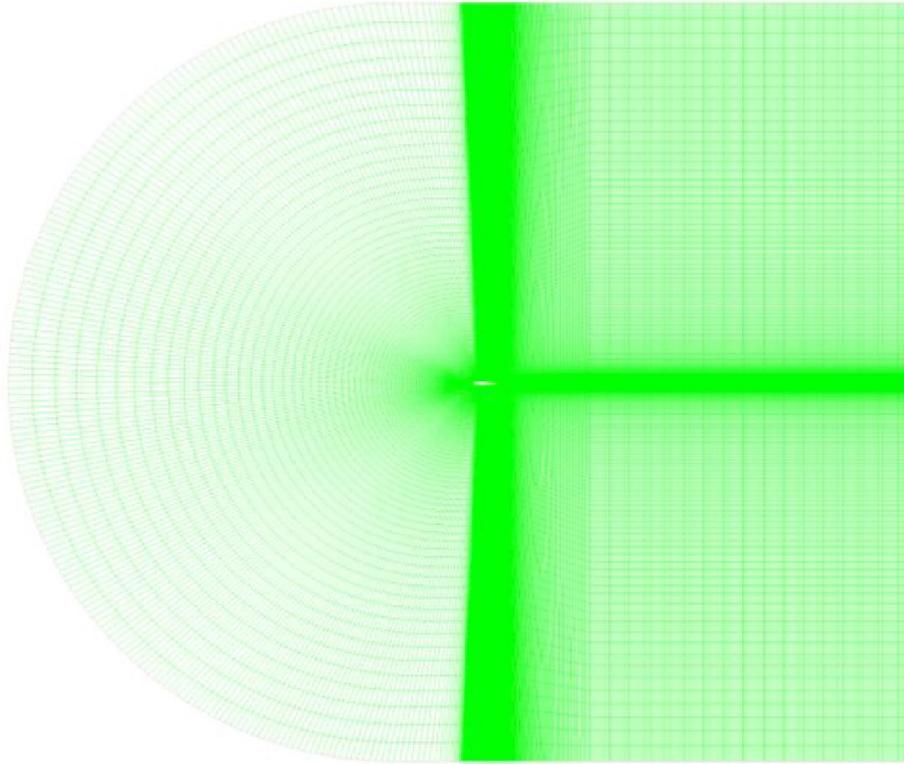


Рисунок 21- Расчётная область

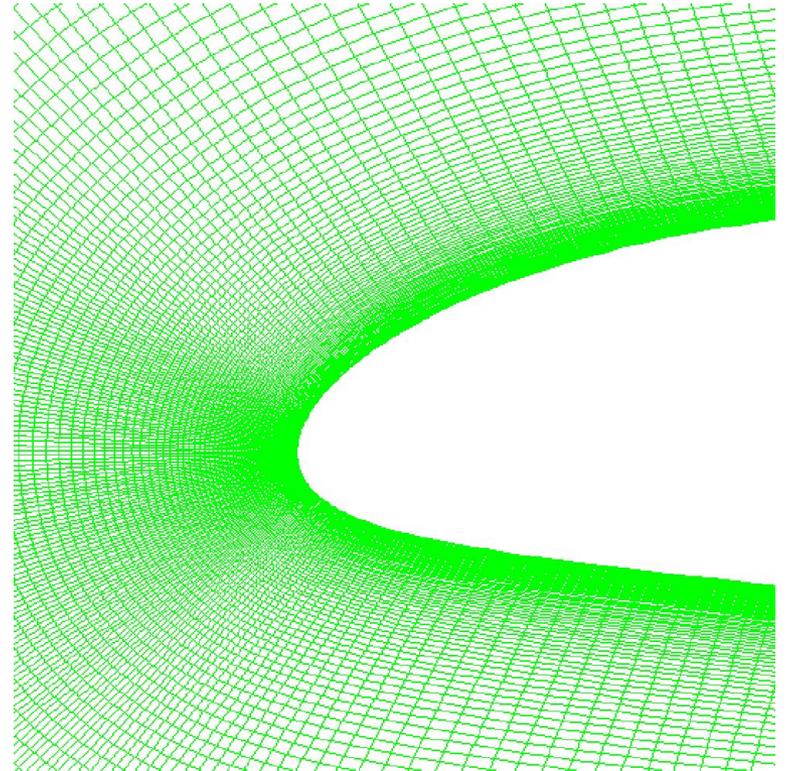


Рисунок 22- Сетка вблизи лопасти

# Сравнение моделей

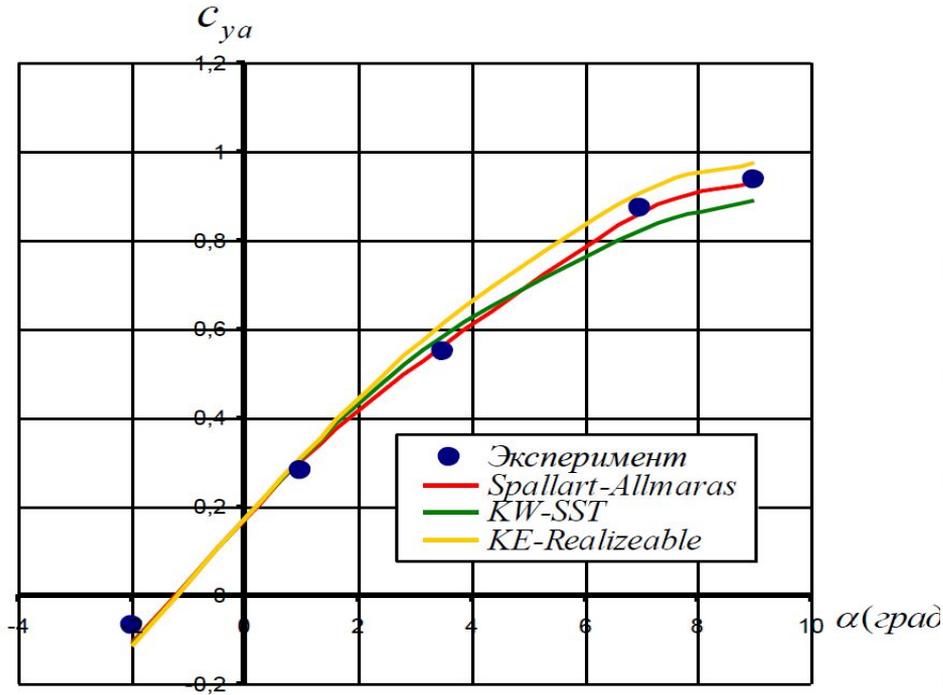


Рисунок 23- Зависимость  $C_x$  от  $\alpha$

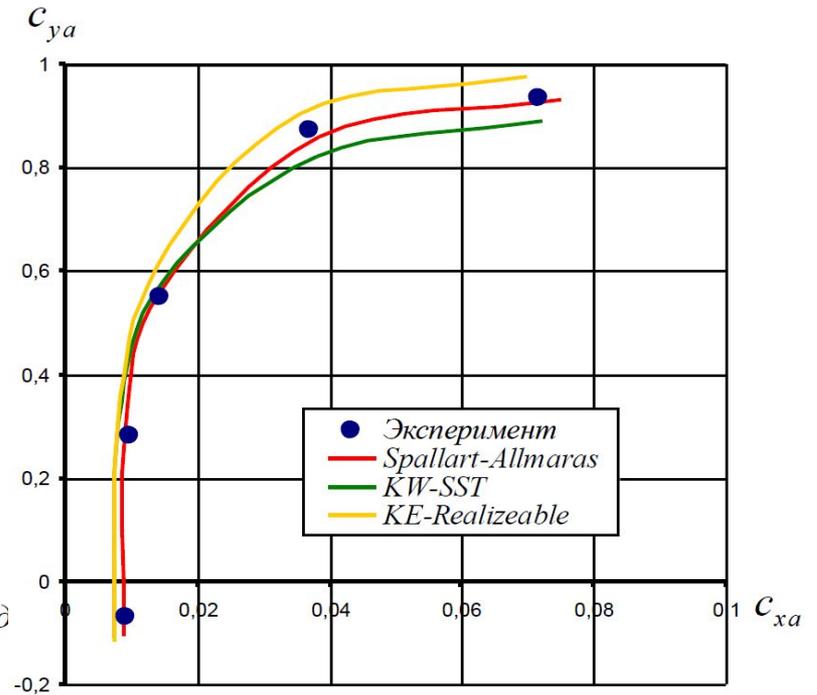


Рисунок 24- Зависимость  $C_y$  от  $\alpha$

# Результаты расчёта для $\alpha=3.5$

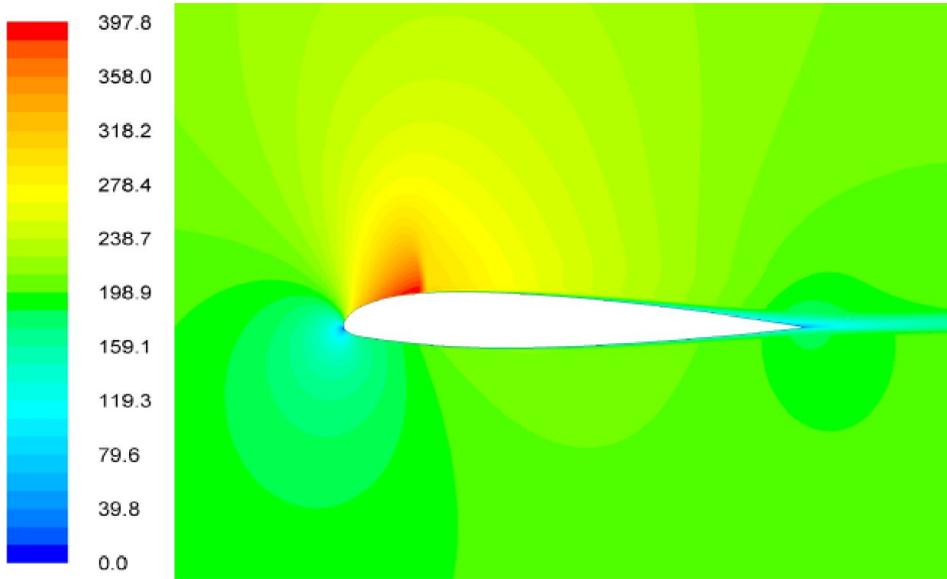


Рисунок 25- Поле скоростей

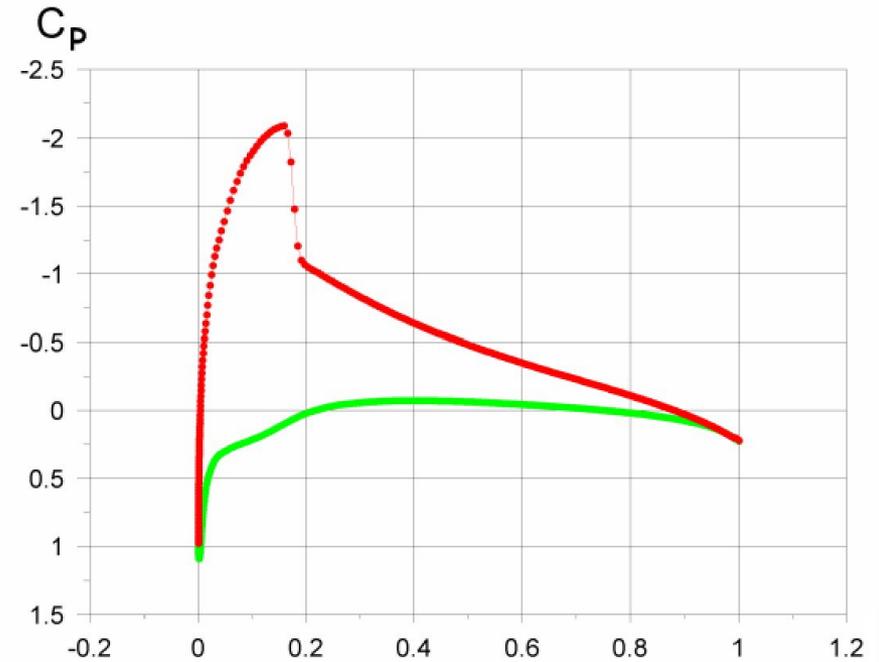


Рисунок 26- Эпюра давления

# Результаты расчёта для $\alpha=7$

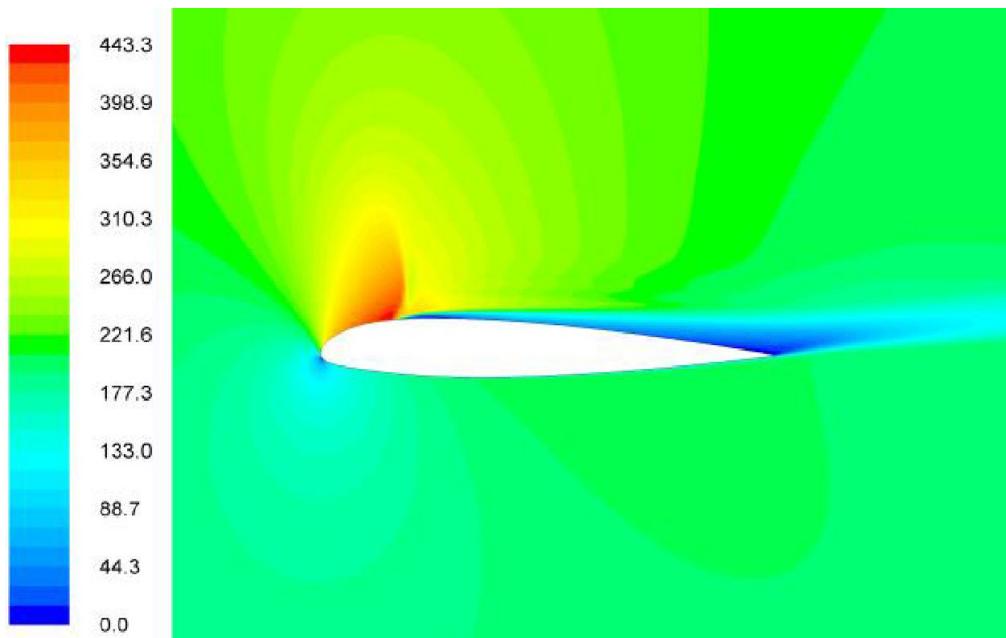


Рисунок 27- Поле скоростей

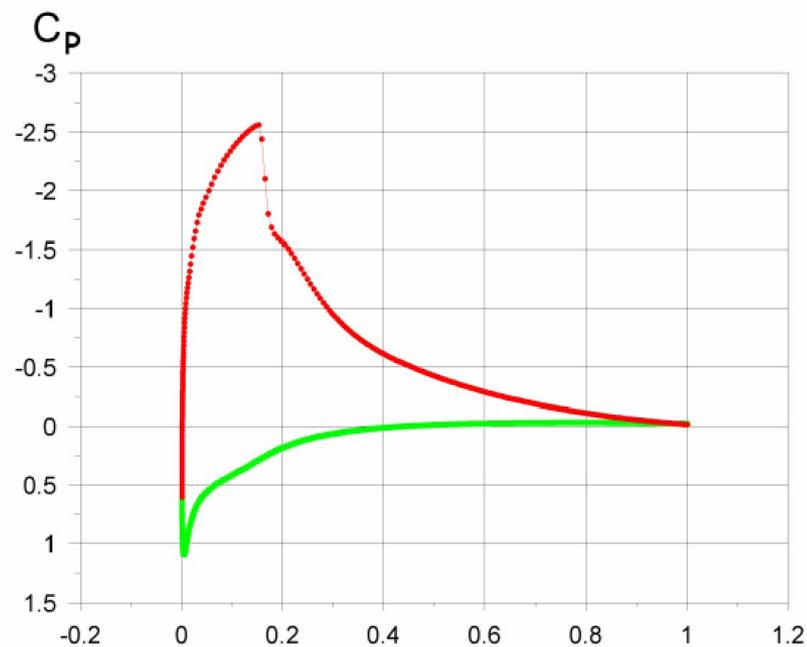
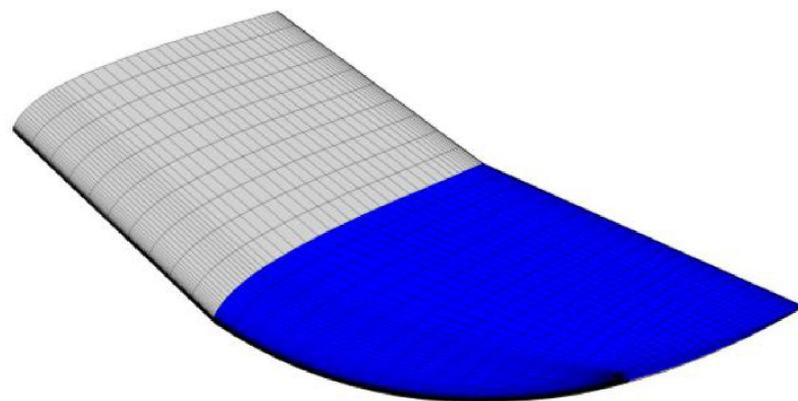
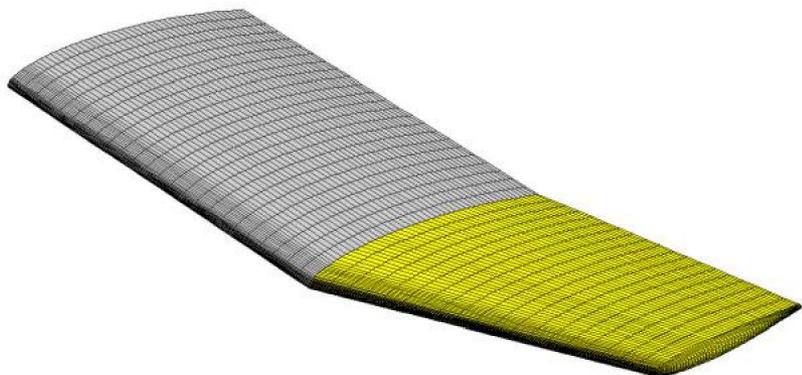
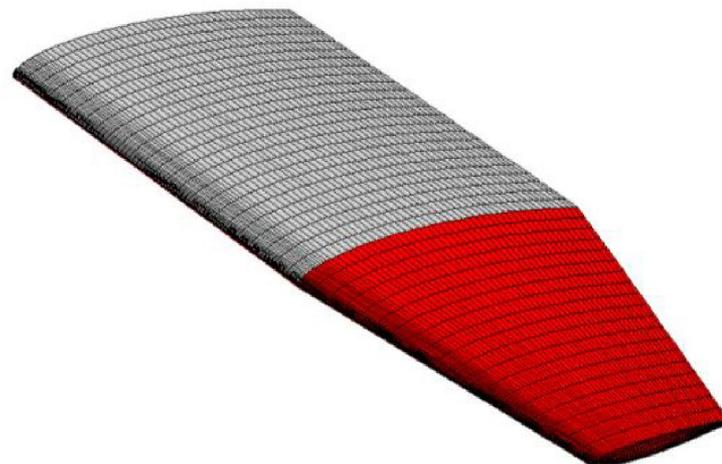
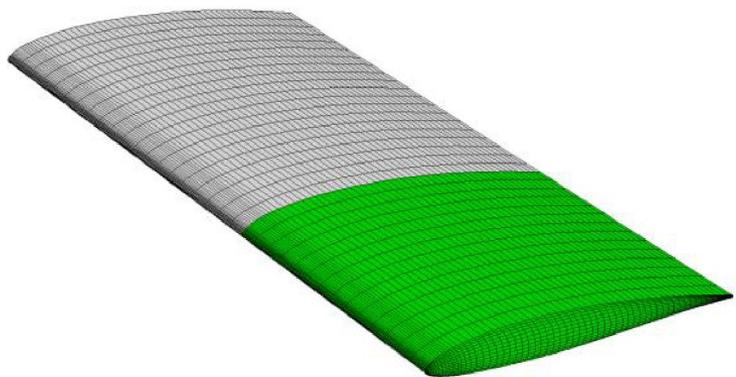


Рисунок 28- Эпюра давления

# Использованные законцовки



# Результаты расчёта

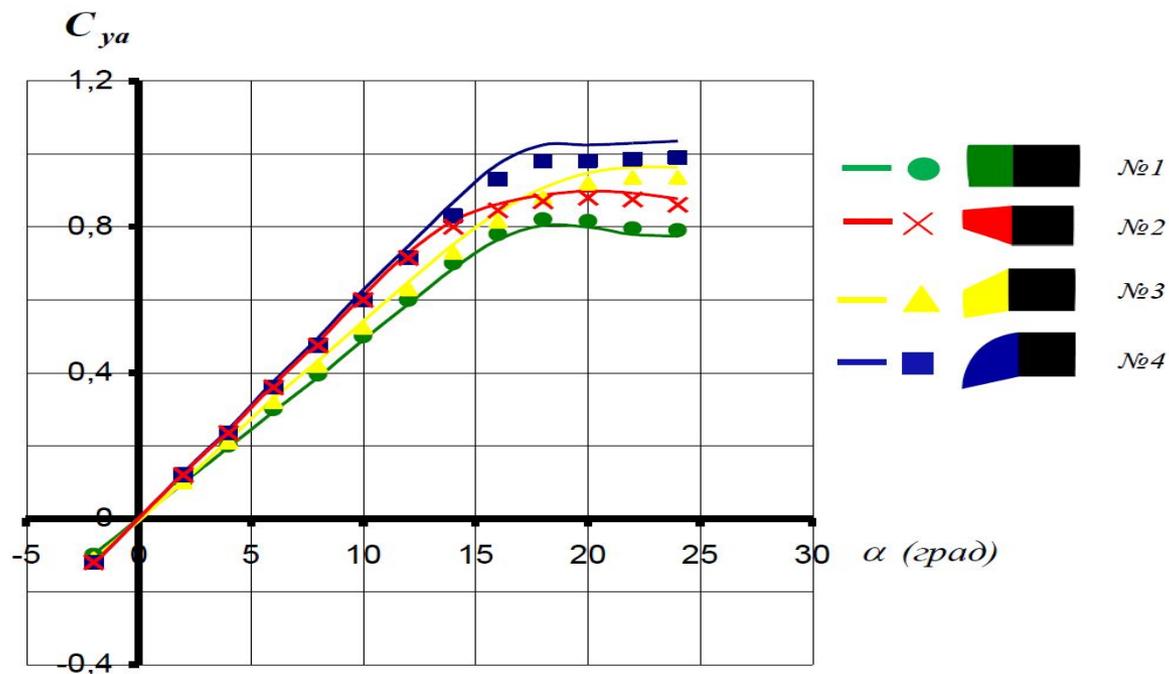


Рисунок 32- Зависимость  $C_y$  от  $\alpha$

# Результаты расчёта

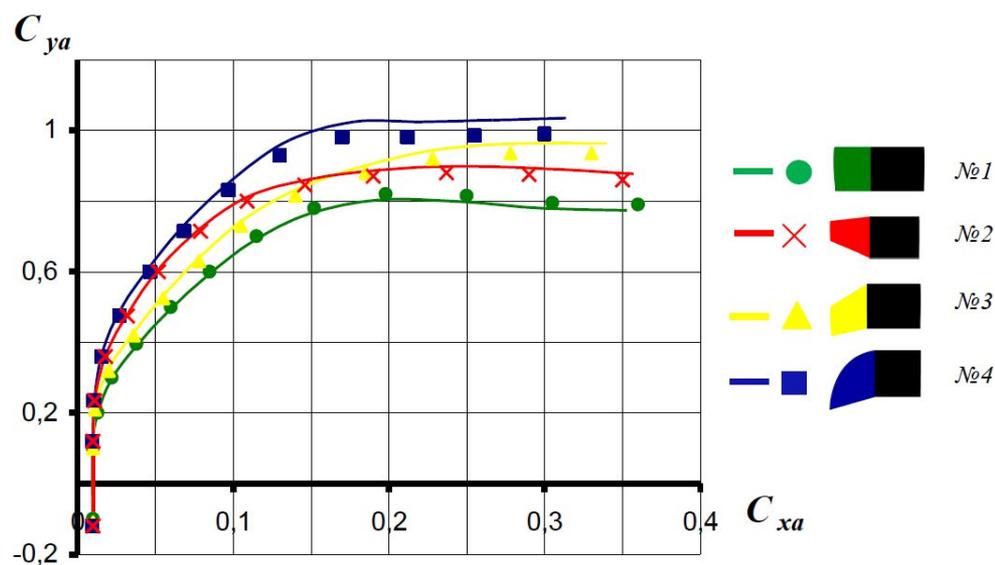


Рисунок 33- Зависимость  $C_x$  от  $C_y$

# Результаты расчёта

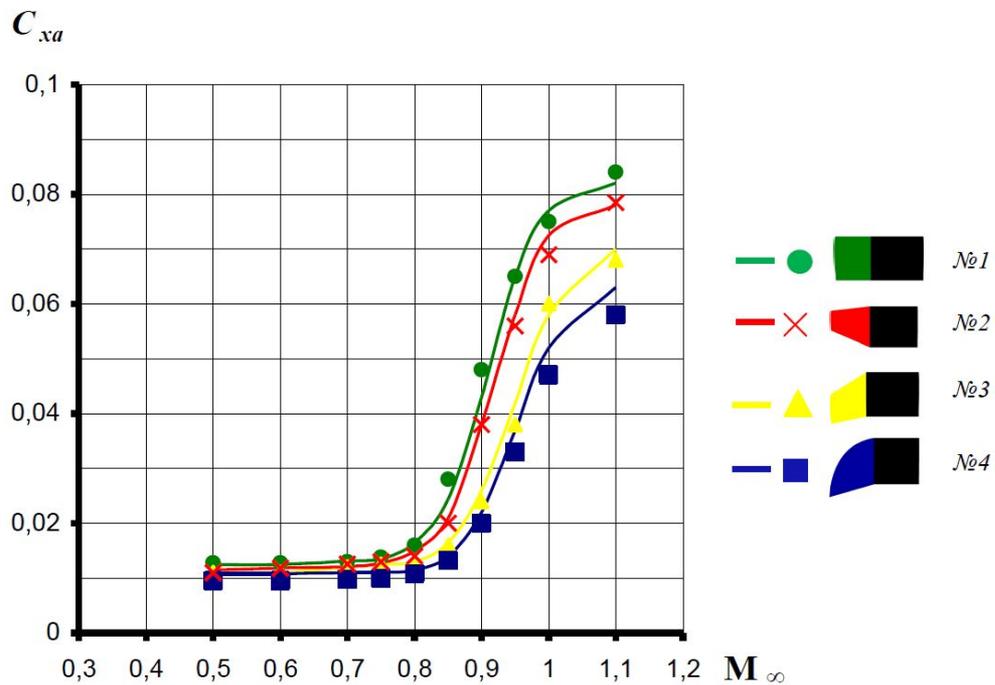


Рисунок 34- Зависимость  $C_x$  от числа Маха

# Результаты расчёта

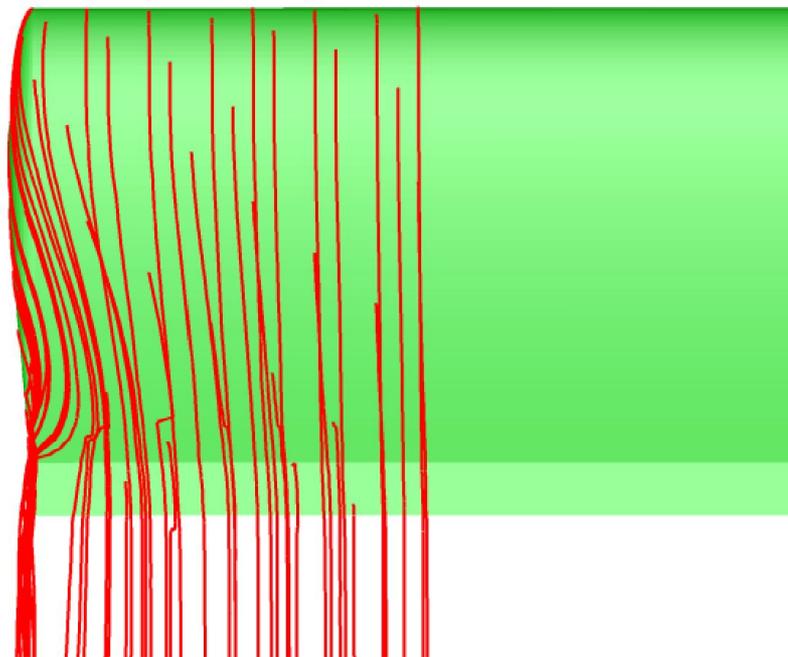


Рисунок 35- Линии тока из расчёта

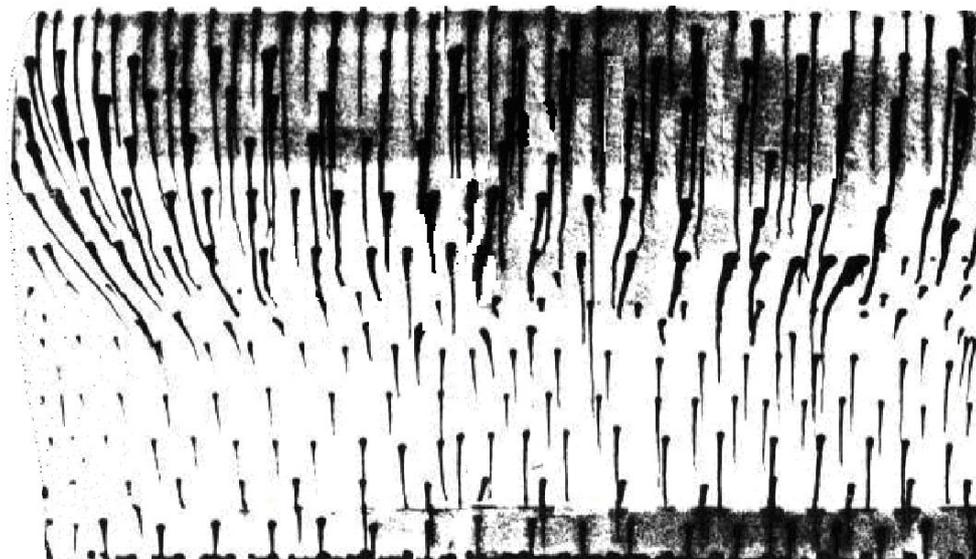


Рисунок 36- Линии тока из эксперимента

# Выводы

- Построена 3-D модель гражданского вертолётa Hughes 500E и выполнен расчёт 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 вертолётa и поля газодинамических параметров в потоке, на фюзеляже и лопастях винта;
- Проанализированы результаты расчёта МАИ для выбранных форм законцовок.

Спасибо за внимание