



Саровский
Инженерный Центр

Программный модуль расчета аэрогидродинамических характеристик крыльевых систем

Леконцев А.М.

Кальясов П.С.

ООО Саровский Инженерный Центр

Физическая постановка задачи

Объект моделирования:

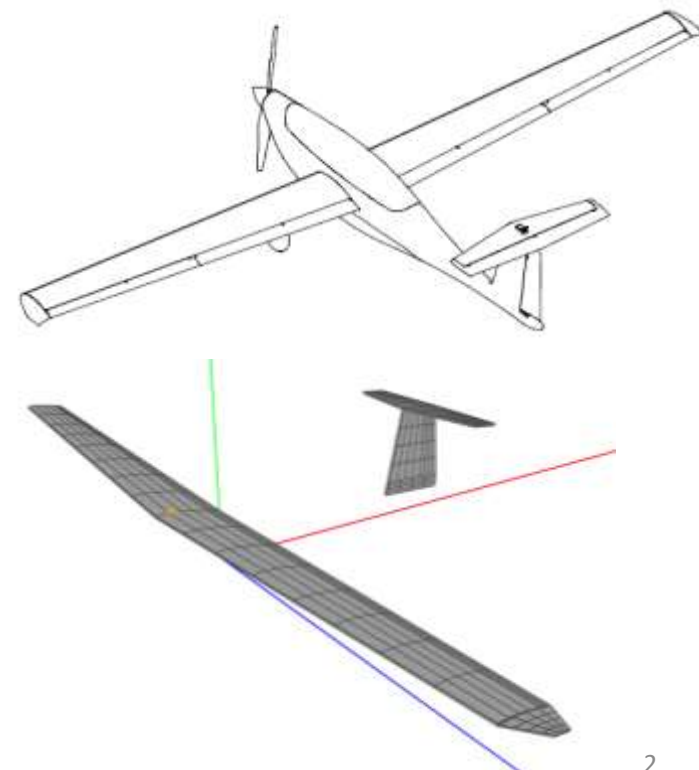
- Крыльевая система состоит из набора **тонких** несущих поверхностей.
- Геометрически каждая поверхность представляет собой сегмент крыла (центроплан, консоль, оперение, механизация и пр.) и совпадает со средней линией профиля.

Цель:

- Определение аэродинамических сил при стационарном обтекании крыльевой системе (интегральных и на отдельных элементах).
- Обтекание имеет трехмерный характер и может быть реализовано при движении аппарата с креном и скольжением.

Модель сплошной среды:

- Рассматривается безотрывное обтекание крыльевой системы в рамках модели идеальной несжимаемой невесомой жидкости.
- Сопротивления трения учитывается согласно эмпирическим данным для обтекания пластины.
- Учитывается влияние границ потока (экран для ЛА и водная поверхность для подводного крыла).



Математическая постановка задач

Расчетная область Ω не ограничена и заполнено идеальной несжимаемой невесомой жидкостью. При обтекании несущих поверхностей в направлении оси x потенциал вызванных скоростей удовлетворяет уравнению

$$\Delta\varphi = 0$$

в области Ω за исключением несущей поверхности и поверхности вихревого следа.

На несущих поверхностях выполняется условие непротекания

$$\frac{\partial\varphi}{\partial n} = -V_0 \frac{\partial\chi}{\partial n}$$

где n – нормаль несущей поверхности, V_0 – скорость невозмущенного потока.

На бесконечности скорость равна скорости невозмущенного потока

$$\varphi \rightarrow 0$$

На задней и торцевых кромках крыла выполняется постулат Чаплыгина-Жуковского

$$p_+ = p_-$$

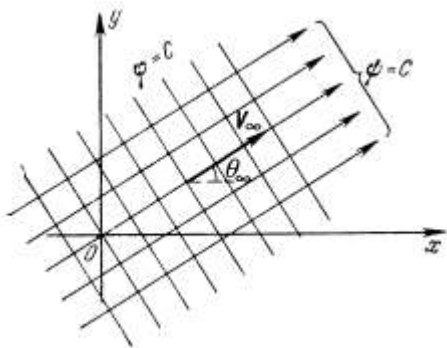
где p_+ и p_- – давление на нижней и верхней поверхности пластины.

Список источников

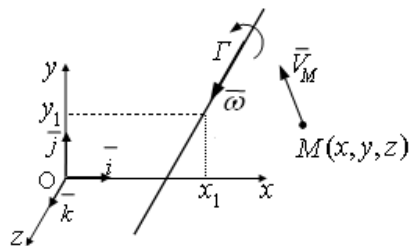
- Расчет Гидроаэродинамических характеристик крыльев методом дискретных вихрей (теория несущей поверхности), Шабаров В.В., ННГУ им. Лобачевского, Н.Новгород, 2001
- Аубакиров Т. О., Белоцерковский С. М., Желанников А. И., Ништ М. И. Нелинейная теория крыла и ее приложения. - Алматы: Гылым, 1997. - 448 с.

Схема численного решения

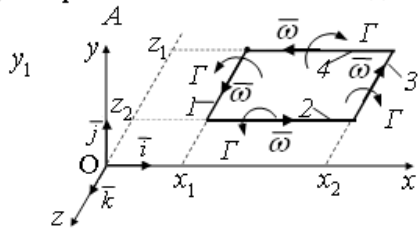
Частные решения



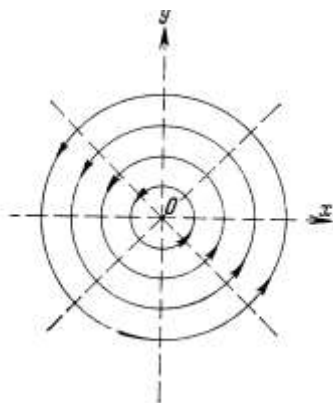
Однородный поток



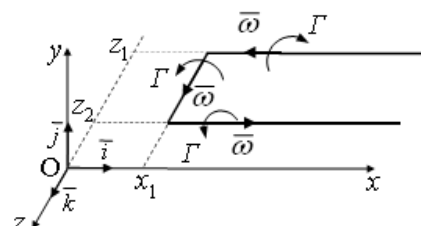
а) Вихревая нить бесконечной длины



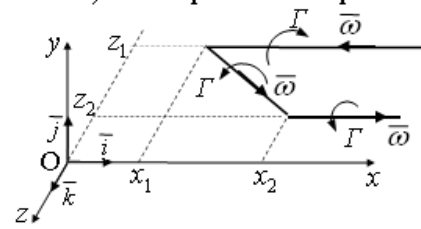
б) Прямоугольная вихревая рамка



Вихрь $V = \Gamma / 2\pi R$

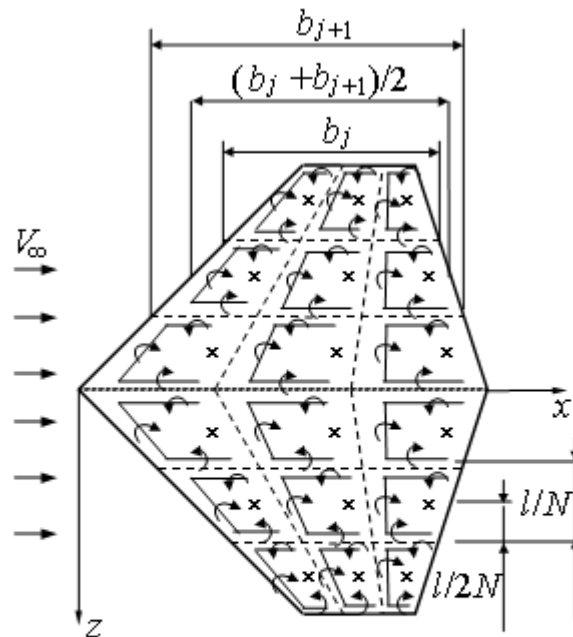


в) П-образный вихрь



г) Подковообразный вихрь

Пространственные вихревые системы



б) Замена стреловидного крыла подковообразными вихрями ;

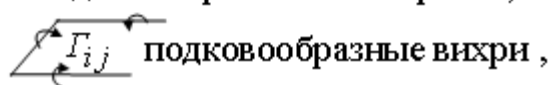


Схема стреловидного крыла
Дискретизация по поверхности

Условие непротекания в контрольных точках

$$\left(\vec{V}_{\infty} + \sum_{j=1}^N \vec{V}_j \right) \cdot \vec{n}_i = 0$$

СЛАУ

$$\sum_{j=1}^N a_{ij} \Gamma_j = -(\vec{V}_{\infty} \cdot \vec{n}_i)$$

Подъемная сила

$$\vec{F} = \rho \sum_{j=1}^N \vec{V}_{\infty} \times \vec{l}_j \Gamma_j$$

Индуктивное сопротивление

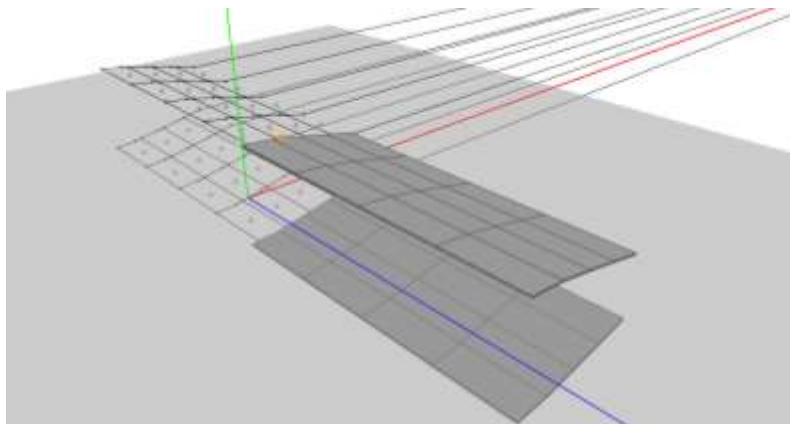
$$F_x^{\text{инд}} = \frac{1}{V_0} \frac{dT}{dt} = \frac{\rho}{2} \iint_{-\infty}^{+\infty} (V_y^2 + V_z^2) dy dz$$

Сопротивление трения

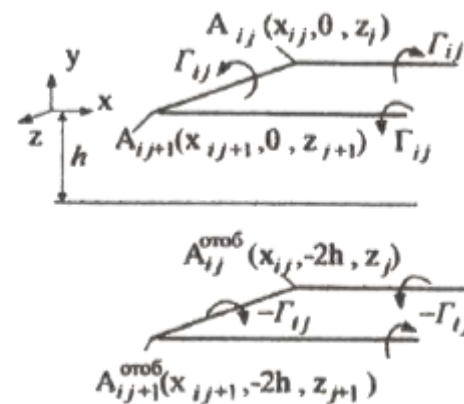
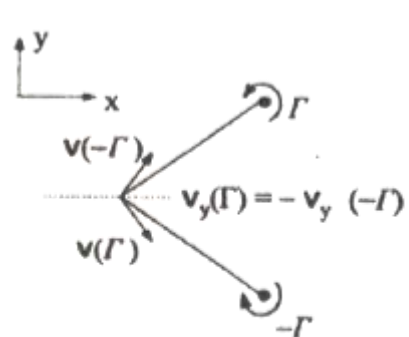
$$F_x^{\text{тр}} = 2 \frac{0.455}{(\lg Re)^{2.58}} \frac{\rho V_0^2 S}{2}$$

Дополнительные условия

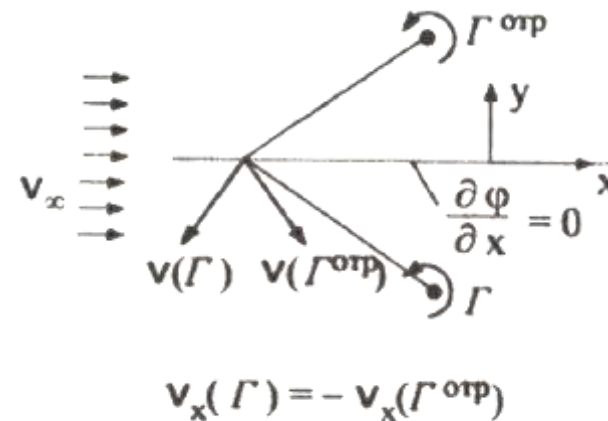
- Границы потока:



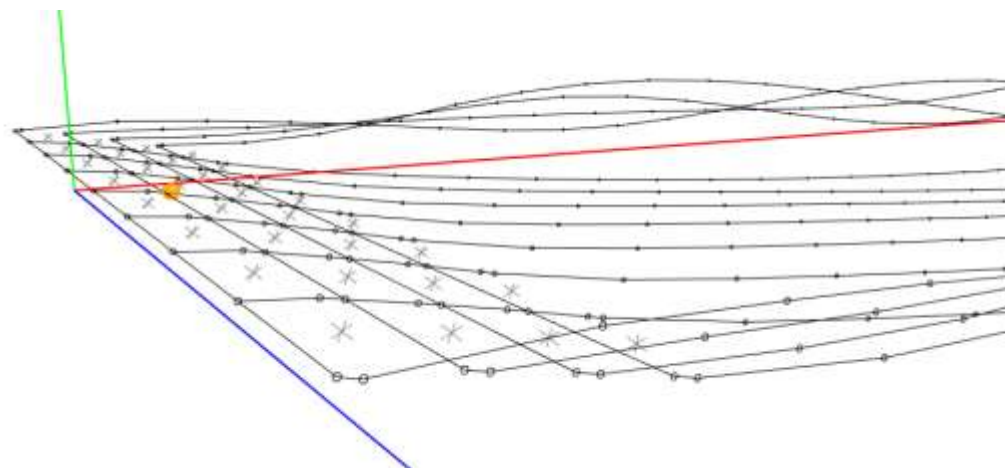
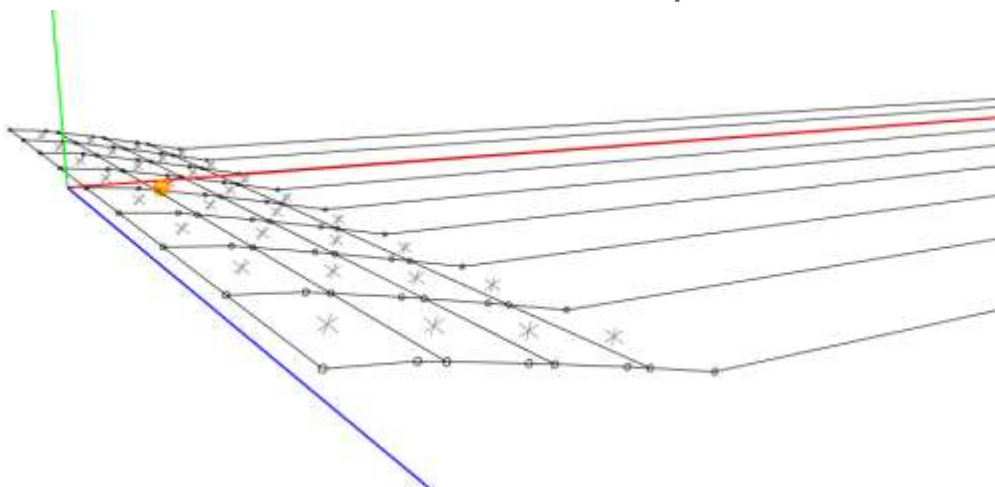
Учет влияния экрана



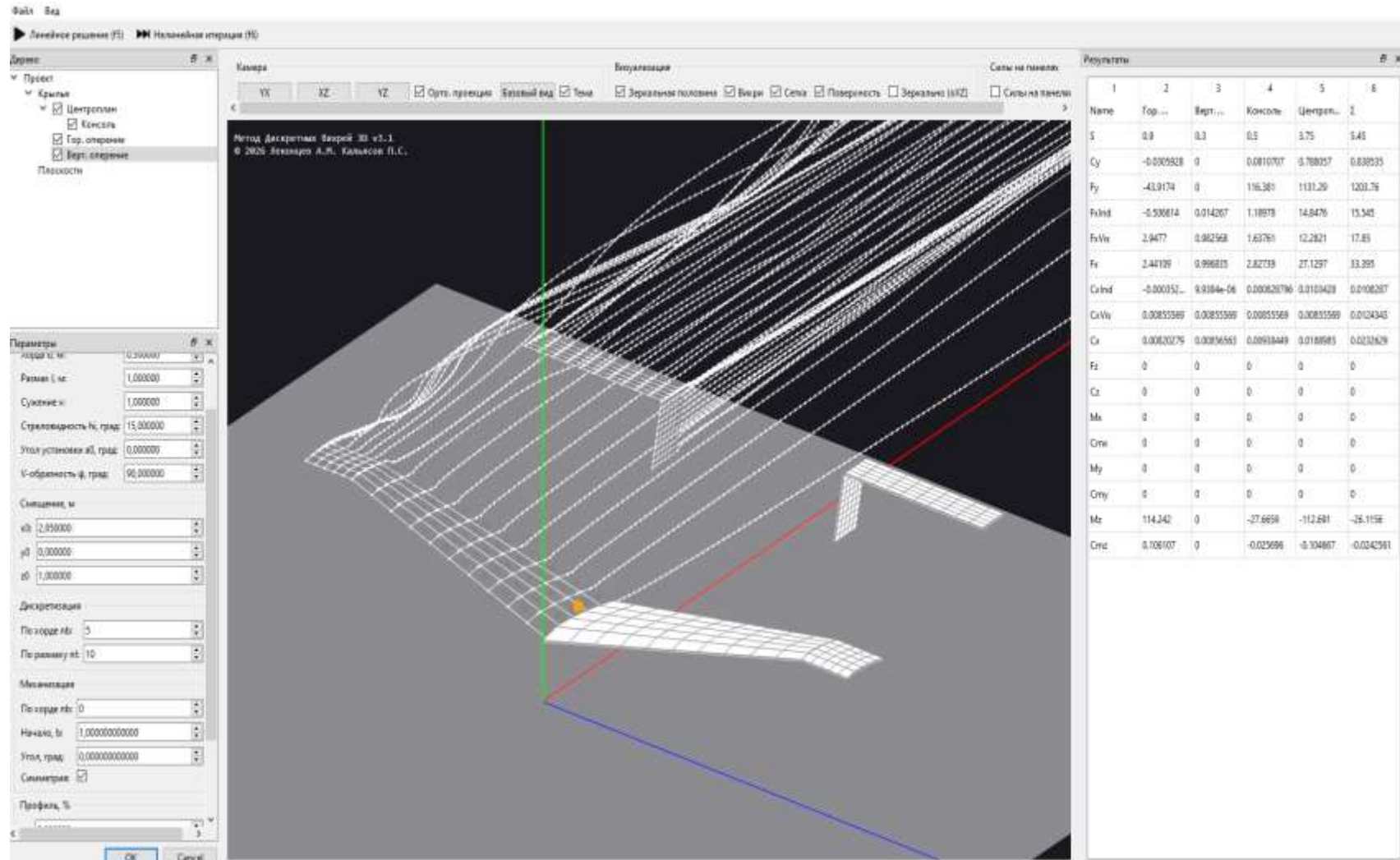
Учет влияния свободной поверхности



- Линейный и нелинейный решатели

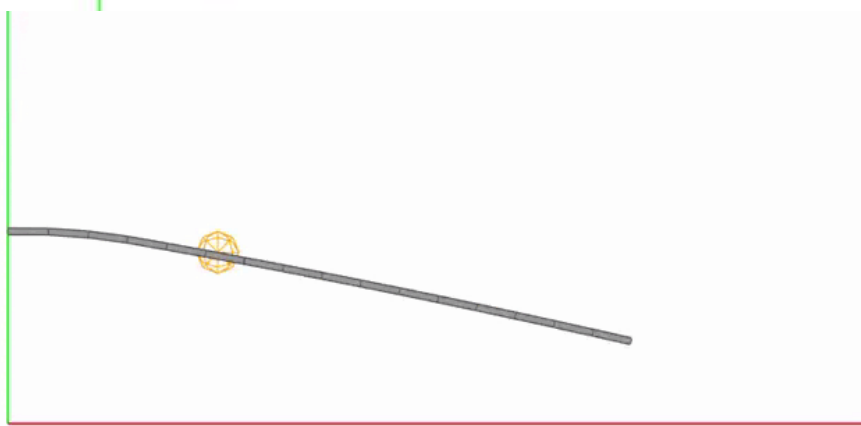


Демонстрация подготовки модели, решения, визуализации результатов (видео/онлайн)

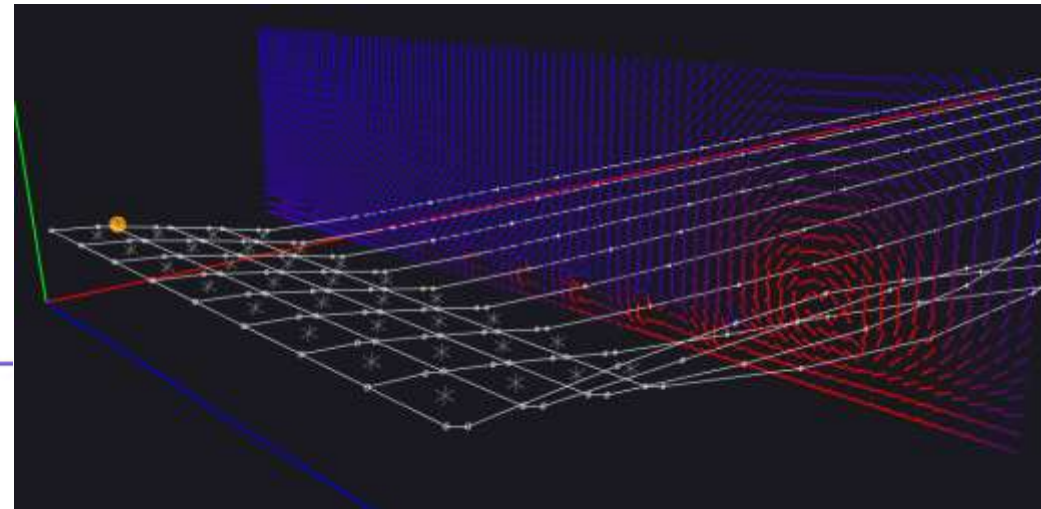
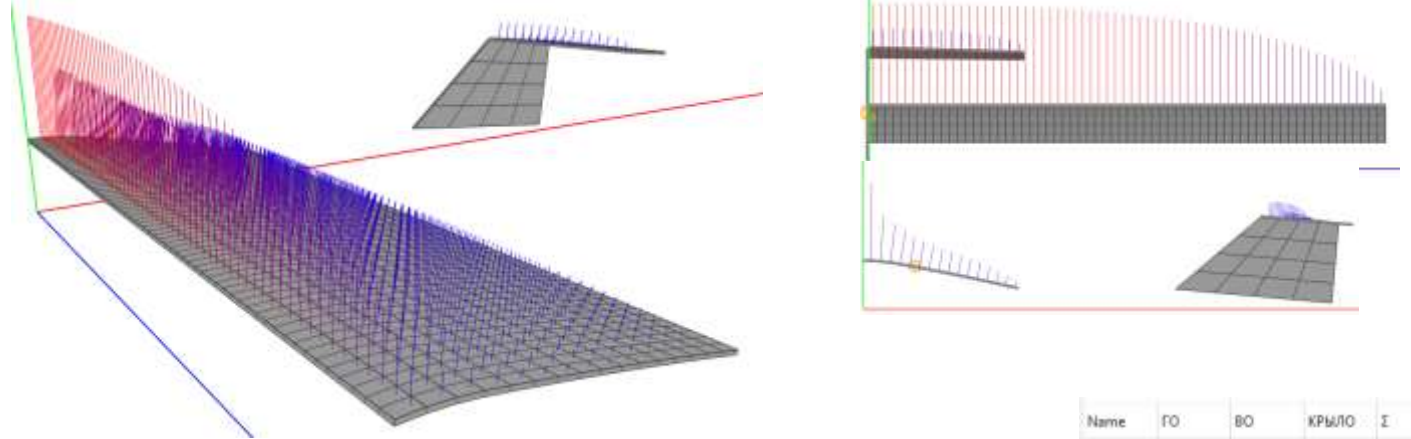


Средства визуального анализа

Линии тока



Распределение подъёмной силы по панелям



Поле скоростей

Name	ГО	ВО	КРЫЛО	Σ
S	0.625	0.375	S	6
Cy	0.0426274	0	1.48238	1.525
Fy	52.2185	0	1815.61	1868.13
FxInd	0.739675	0	6.36894	7.10862
FxVis	1.2947	-0.776817	10.3576	12.4291
Fx	2.03437	0.776817	16.7265	19.5377
CxInd	0.000603...	0	0.005198...	0.005802...
CxVis	0.008455...	0.008455...	0.008455...	0.0101462
Cx	0.009058...	0.008455...	0.0136543	0.0159491
Fz	0	0	0	0
Cz	0	0	0	0
Mx	0	0	0	0
Cmx	0	0	0	0
My	0	0	0	0
Cmy	0	0	0	0
Mz	-132.326	0	-320.744	-353.071
Cmz	-0.108022	0	-0.180199	-0.288221

Силы

Сходимость

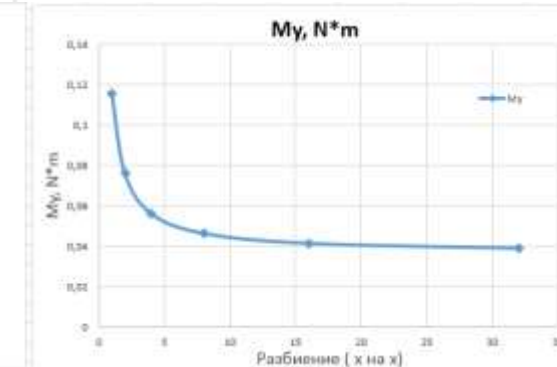
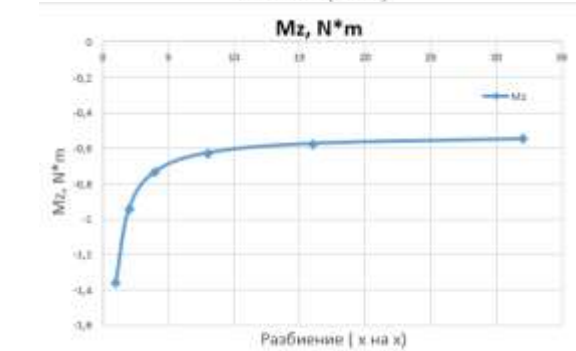
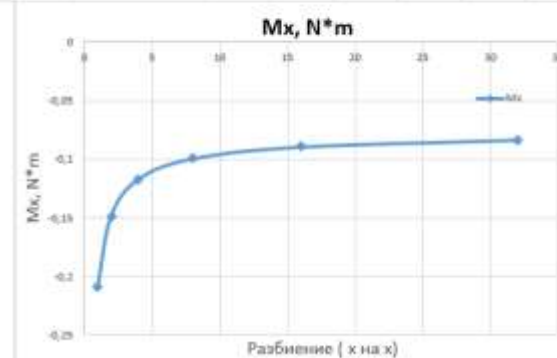
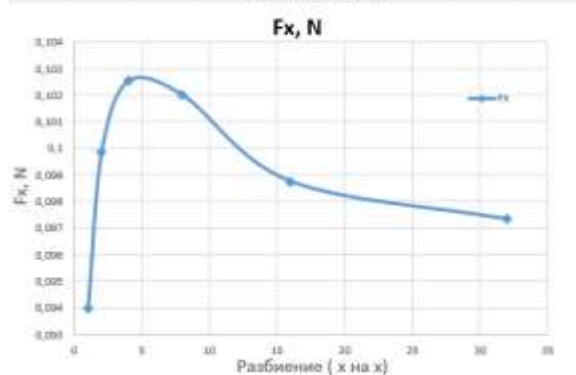
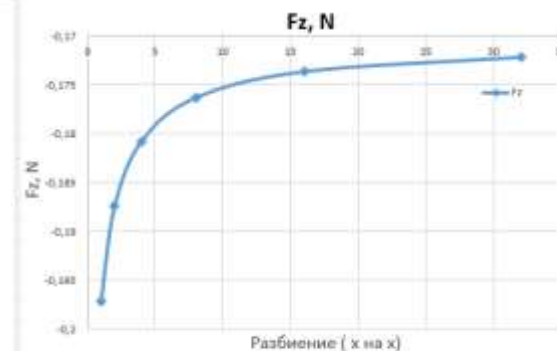
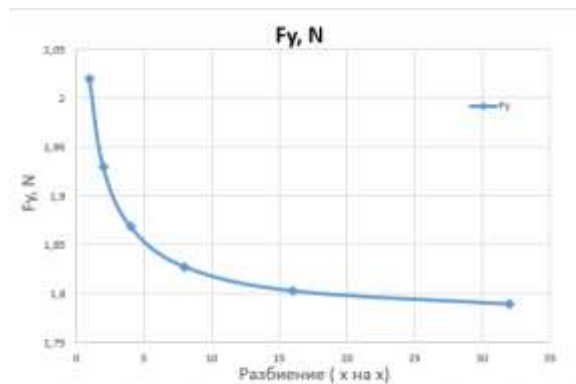
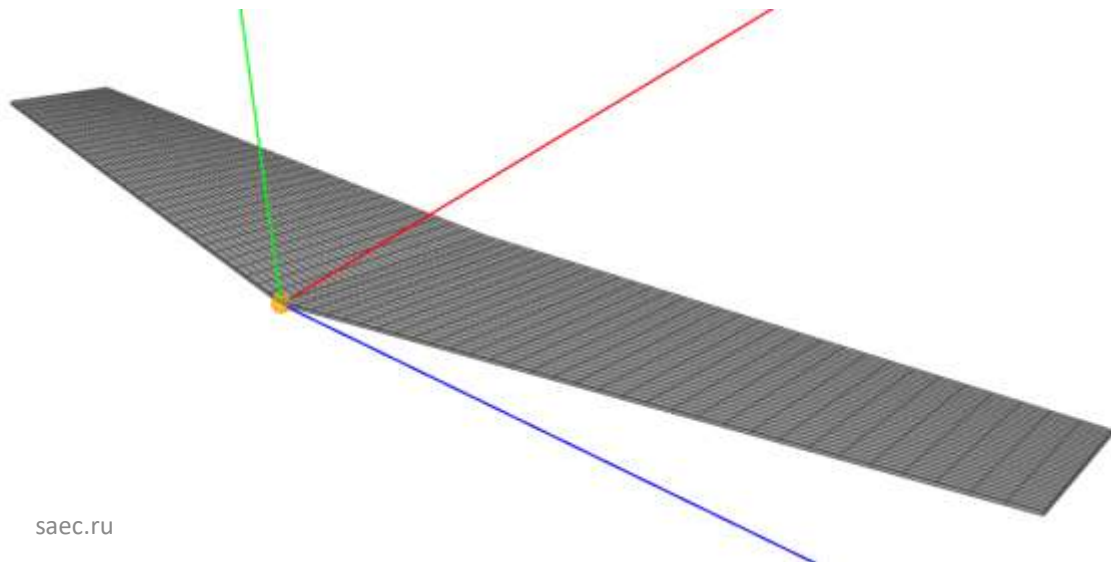
Сходимость крыла с произвольным положением в пространстве

Параметры крыла

Имя: New Wing
Хорда b , м: 1,000000
Размах l , м: 5,000000
Сужение v : 2,000000
Стреловидность h_i , град: 5,000000
Угол установки α_0 , град: 5,000000
V-образность ψ , град: 5,000000

Углы поворота компоновки, град

γ : 5,0000
 β : 5,0000
 ψ : 5,0000

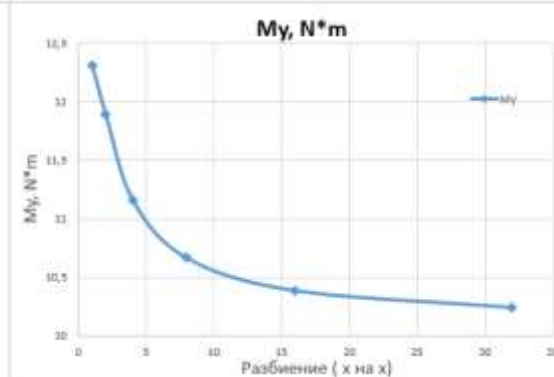
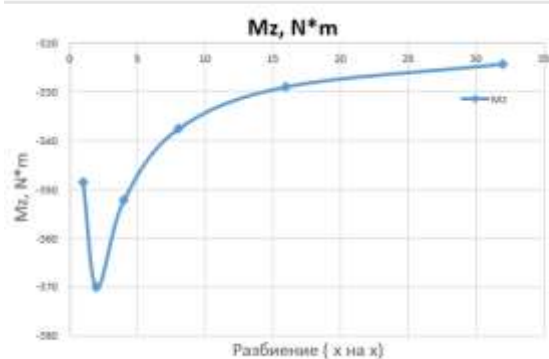
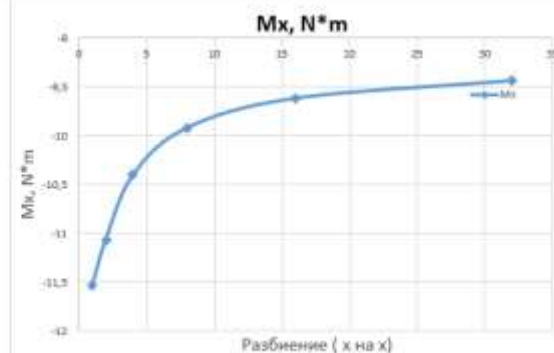
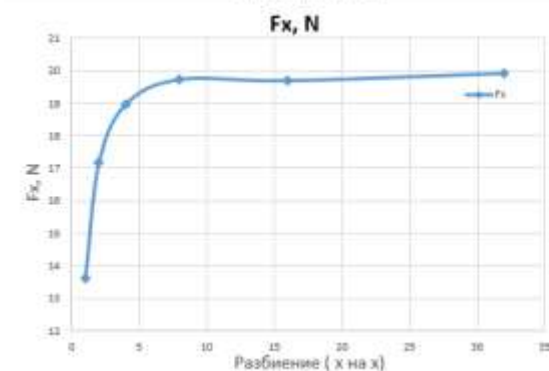
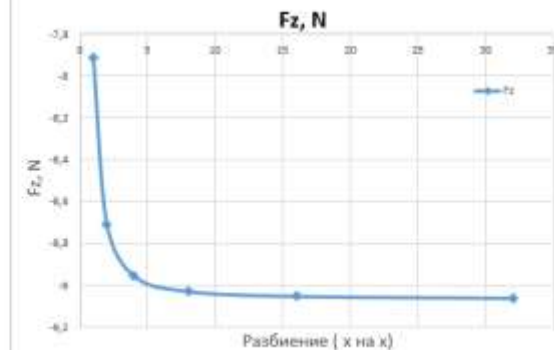
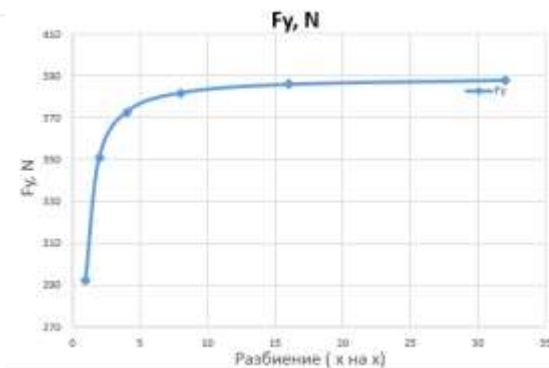
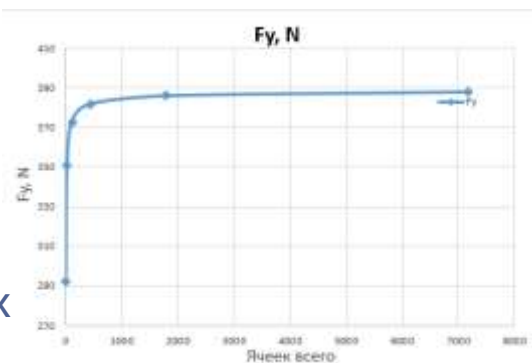
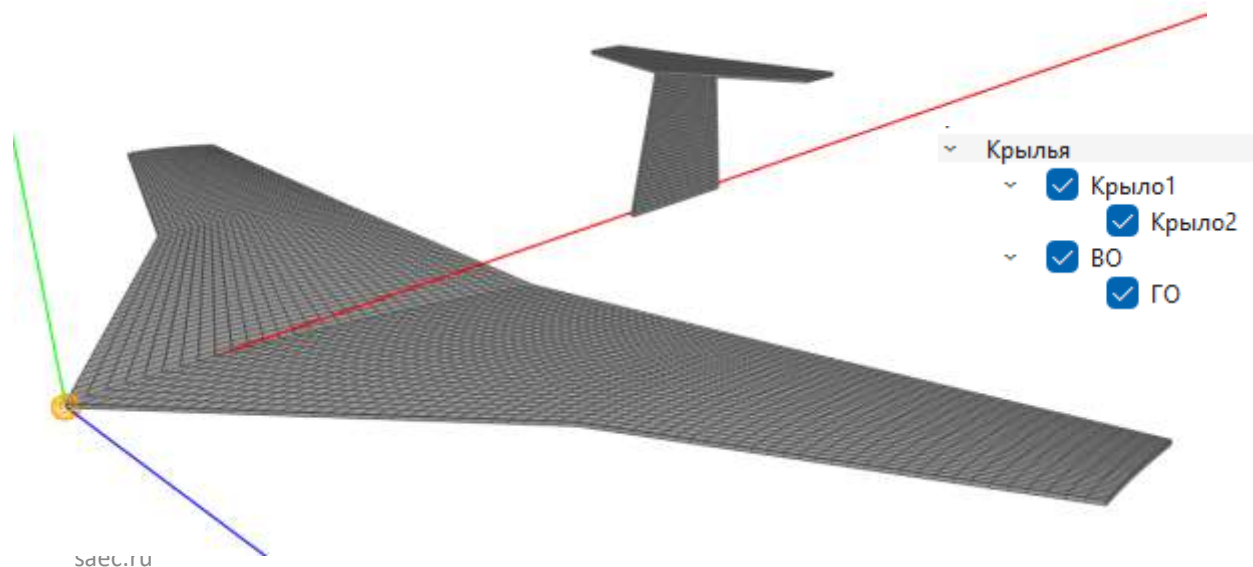


Сходимость

Если для CFD сетки $>1\,000\,000$ ячеек и итерационный счет, то в МДВ достаточно 10 000, 1 итерация линейного и 10 нелинейного решателей

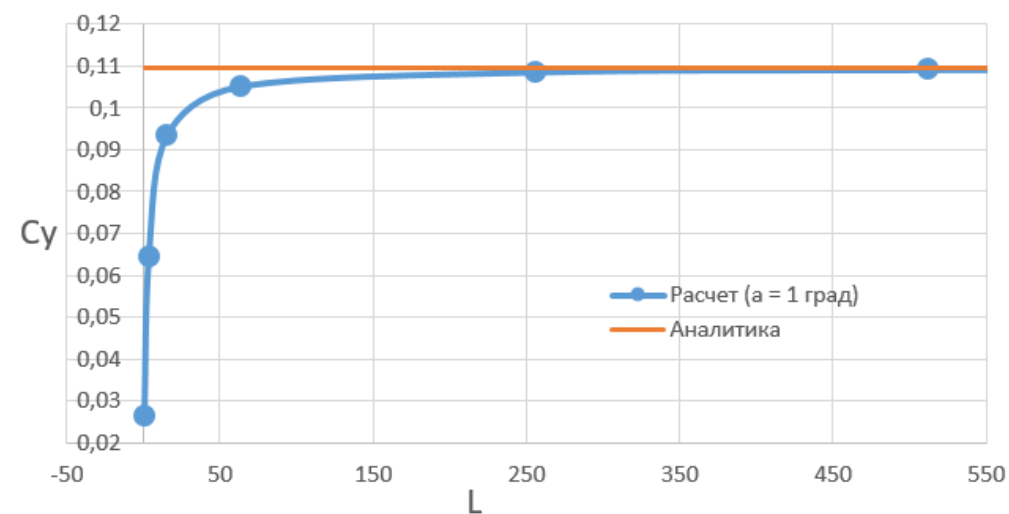
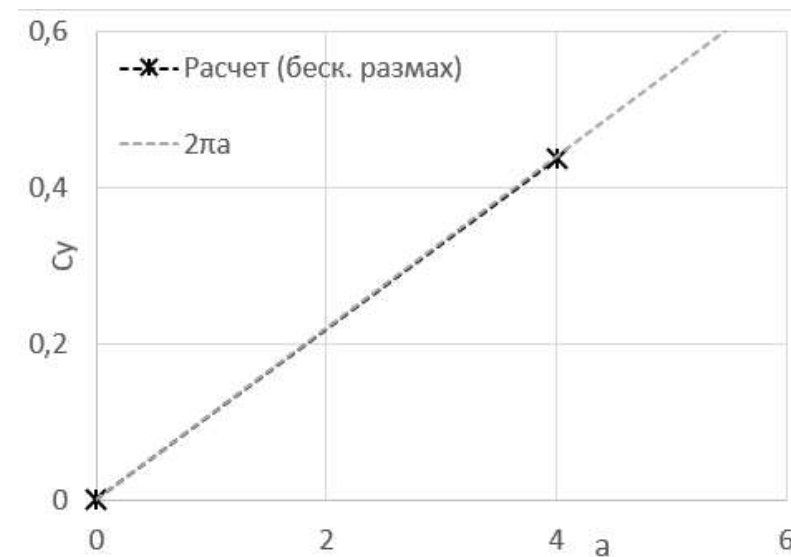
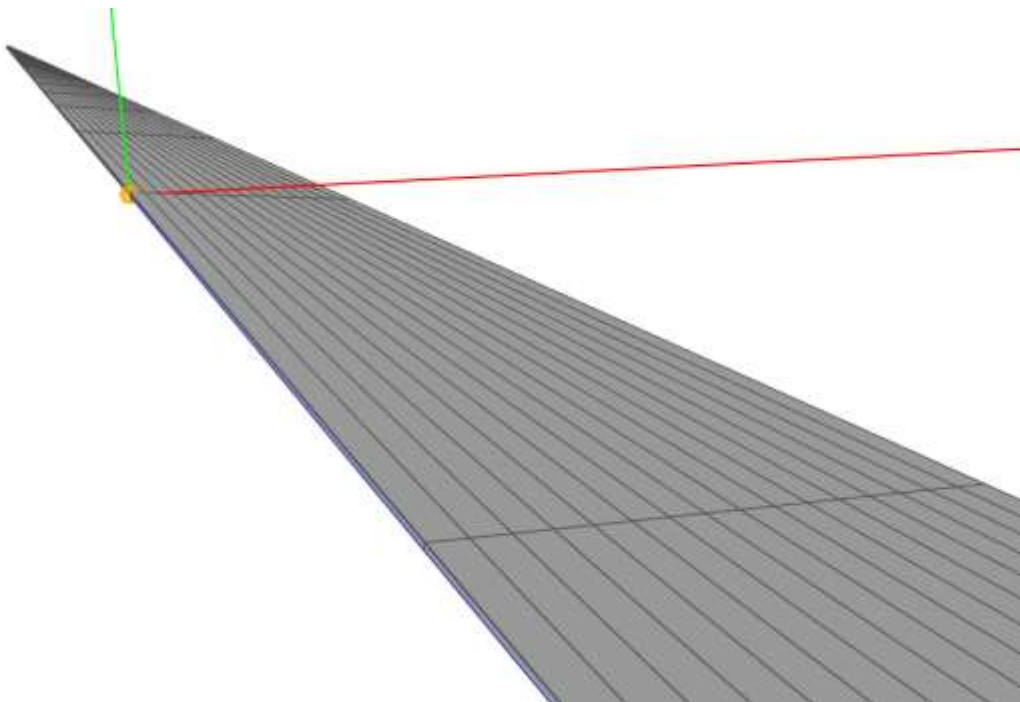
Рекомендации к сетке на крыле (хорда $\times$ размах):

- 5x10 для быстрой качественной оценки
- 20x40 для более точного решения



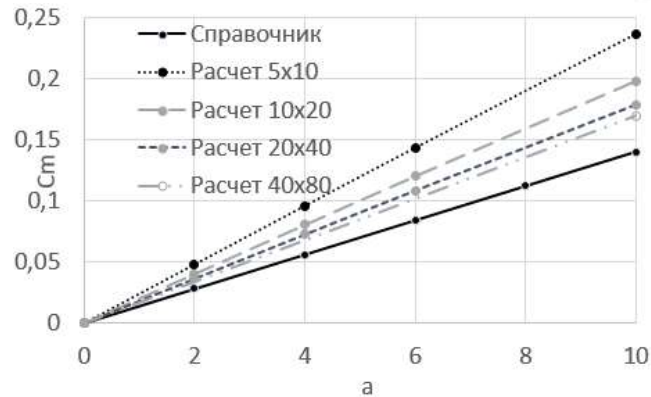
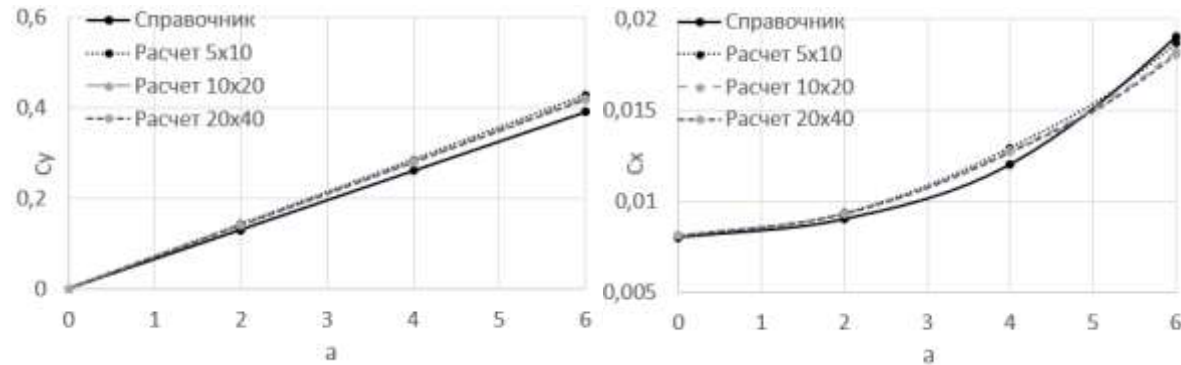
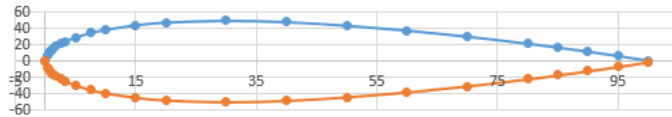
Верификация

Верификация проводится по аналитическому решению для пластины бесконечного размаха. При задании большого (1000 и более) удлинения крыла величина коэффициента подъемной силы стремиться к $2\pi\alpha$, где α – угол атаки.

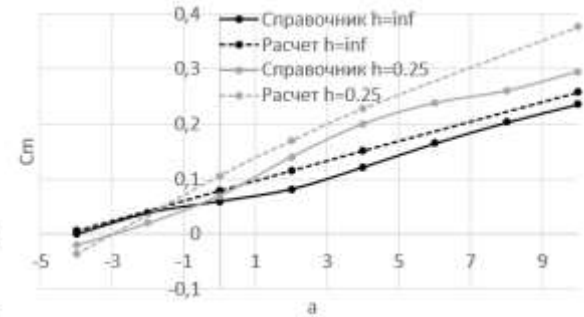
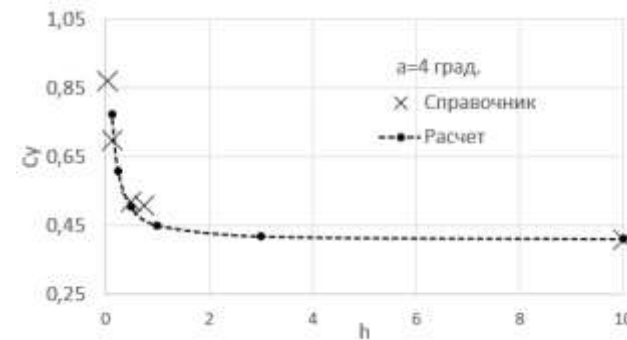
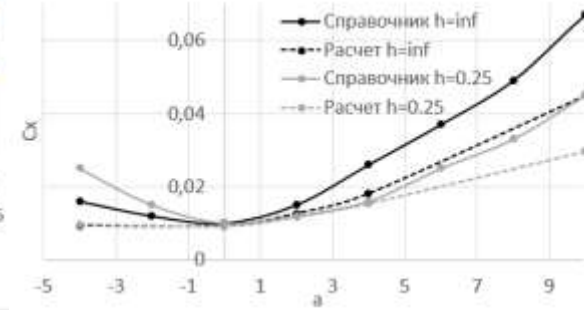
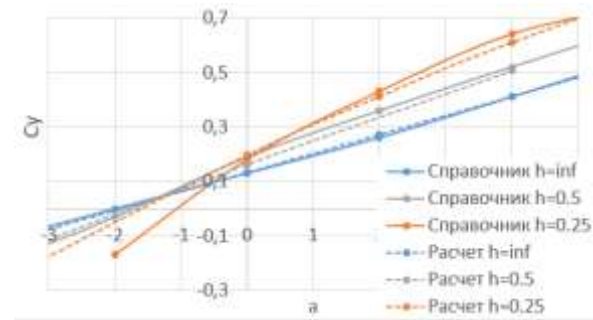
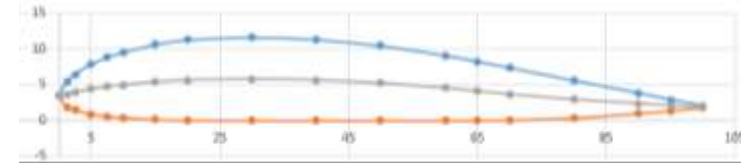


Валидация

НАСА-0012 (12%, удлинение 5) в безграничном потоке
Б. А. Ушаков и др. Атлас аэродинамических характеристик профилей
крыльев. Изд. БНТ НКАП при ЦАГИ. 1944



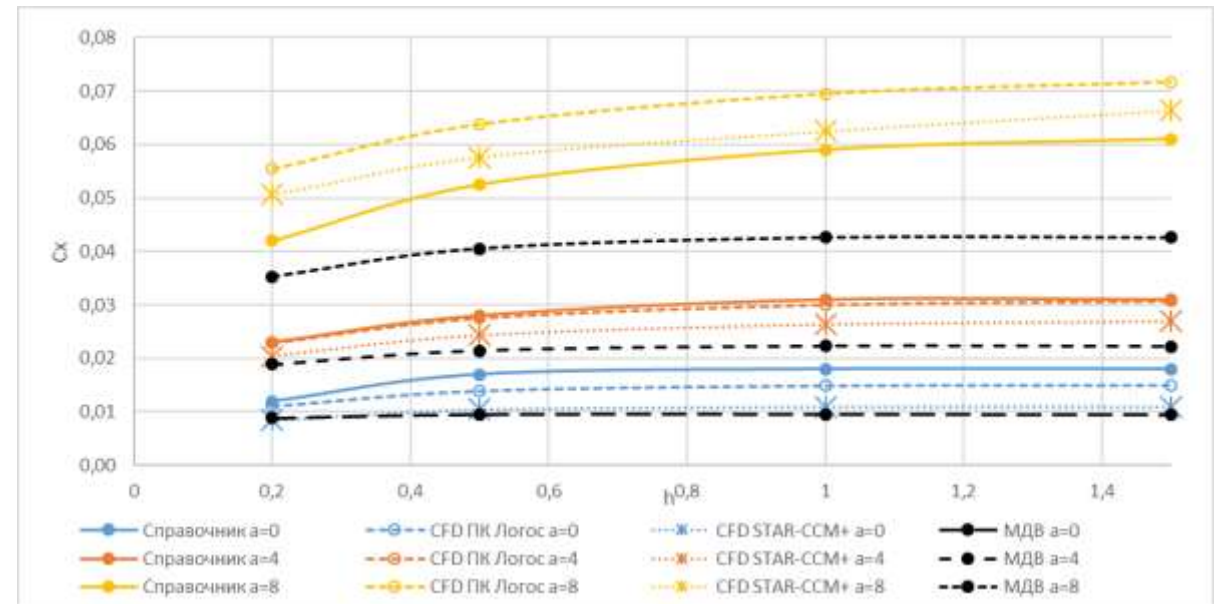
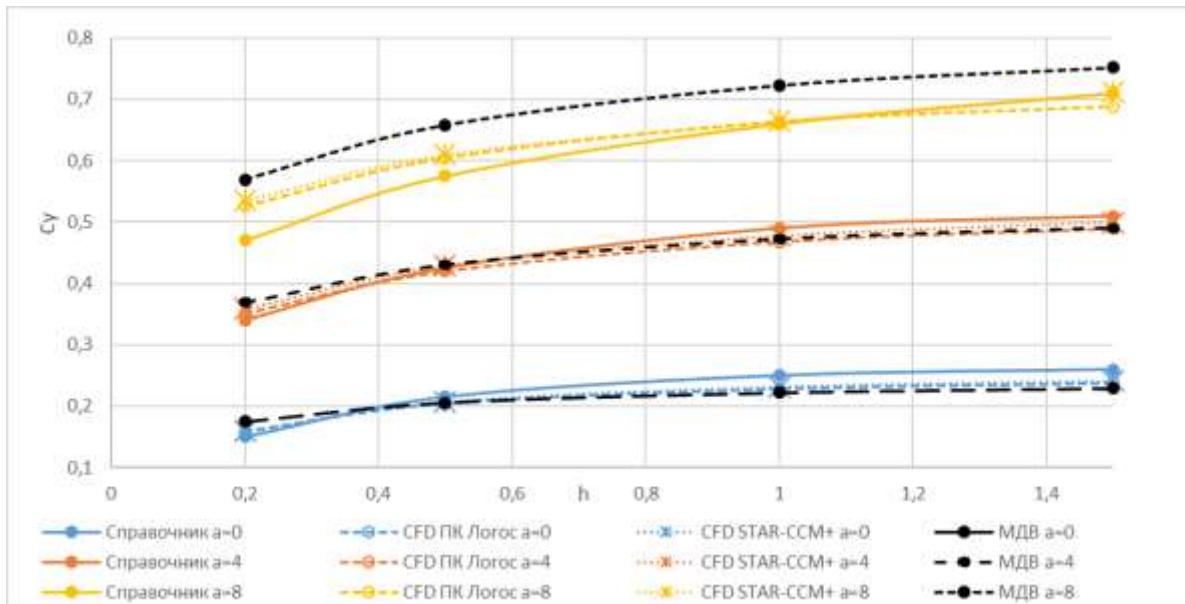
ClarkYH (12%, удлинение 5) у экрана
Н.И Белавин. Экранопланы. Л.:Судостроение, 1977. 232с.



Валидация кросс-верификация CFD (подводное крыло)

Сегментный профиль (6%, удлинение 5,1) у поверхности воды

Зайцев, Н. А. Отечественные суда на подводных крыльях
/ Н. А. Зайцев, А. И. Маскалик – 2-е изд. – Ленинград:
Судостроение, 1967 – 362 с



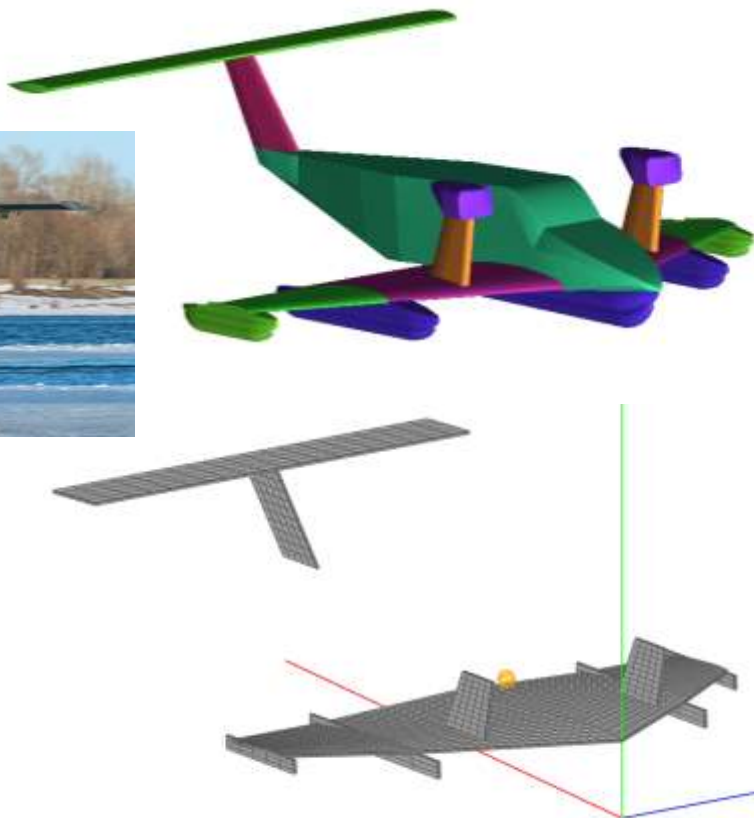
CFD: расчет одного режима на персональном компьютере при распараллеливании на 5 потоков занимает порядка 4-5 часов
+ подготовка модели, анализ сеточной сходимости
МДВ: все расчеты включая подготовку модели занимают 5 минут

Кросс-верификация (CFD)

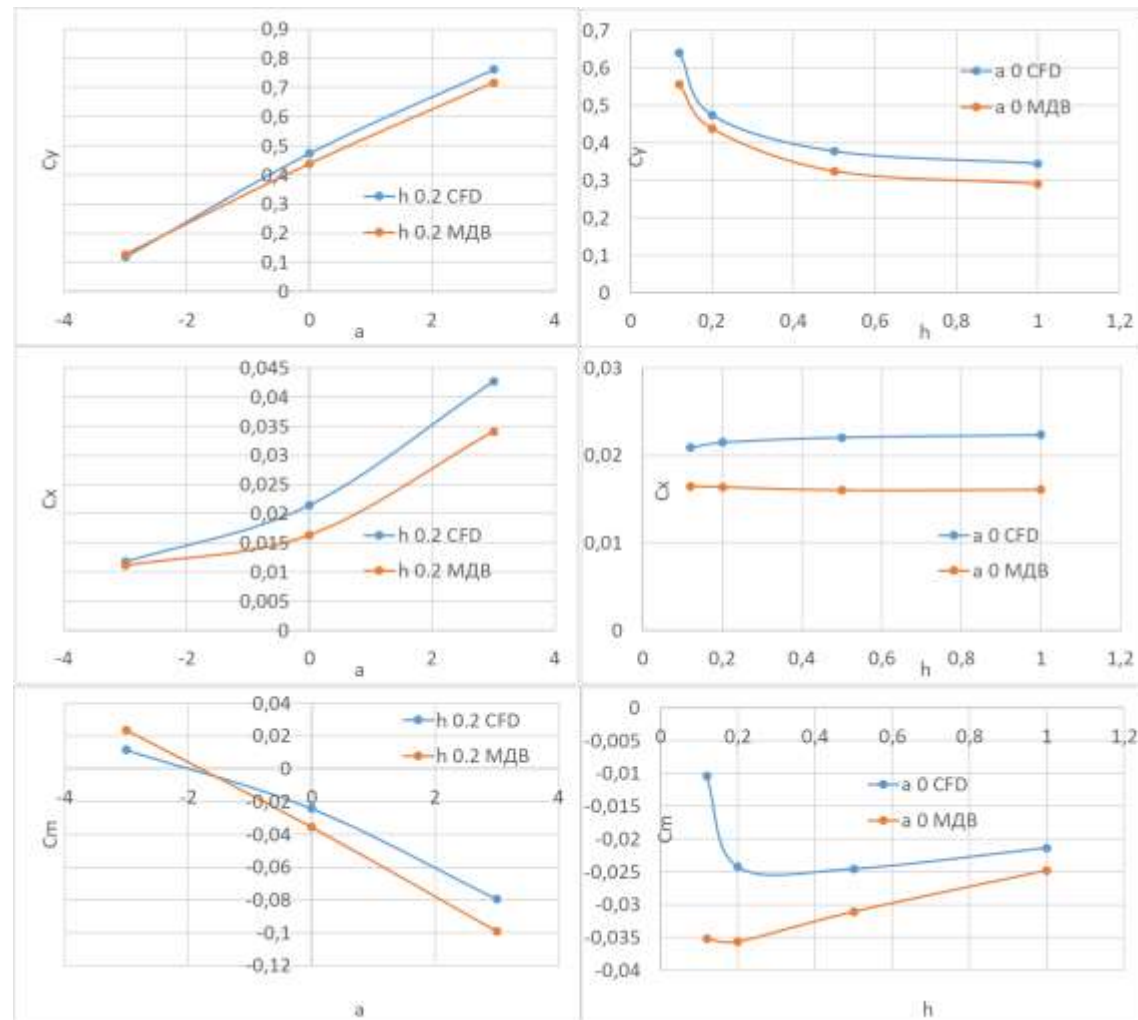
Проект АСВП с АР «Тунгус»

<https://www.aerohod.ru/>

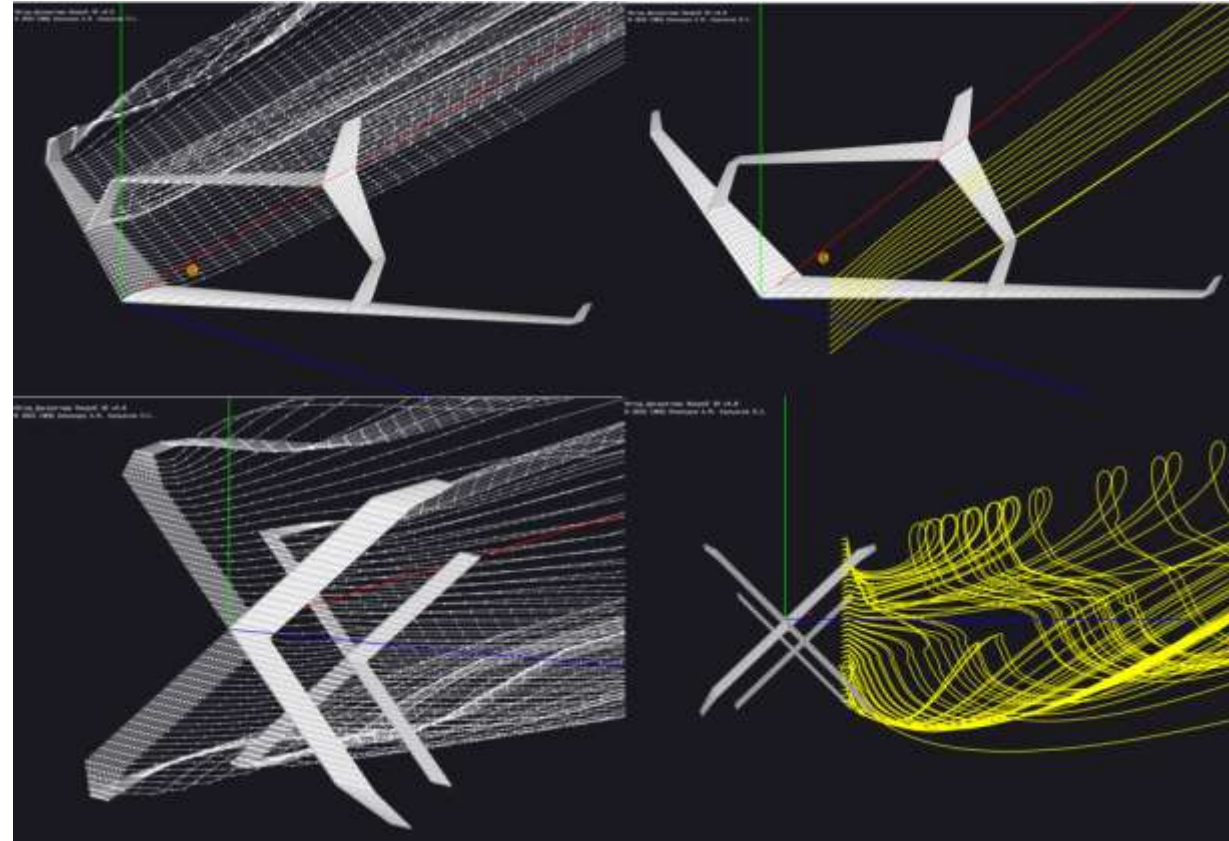
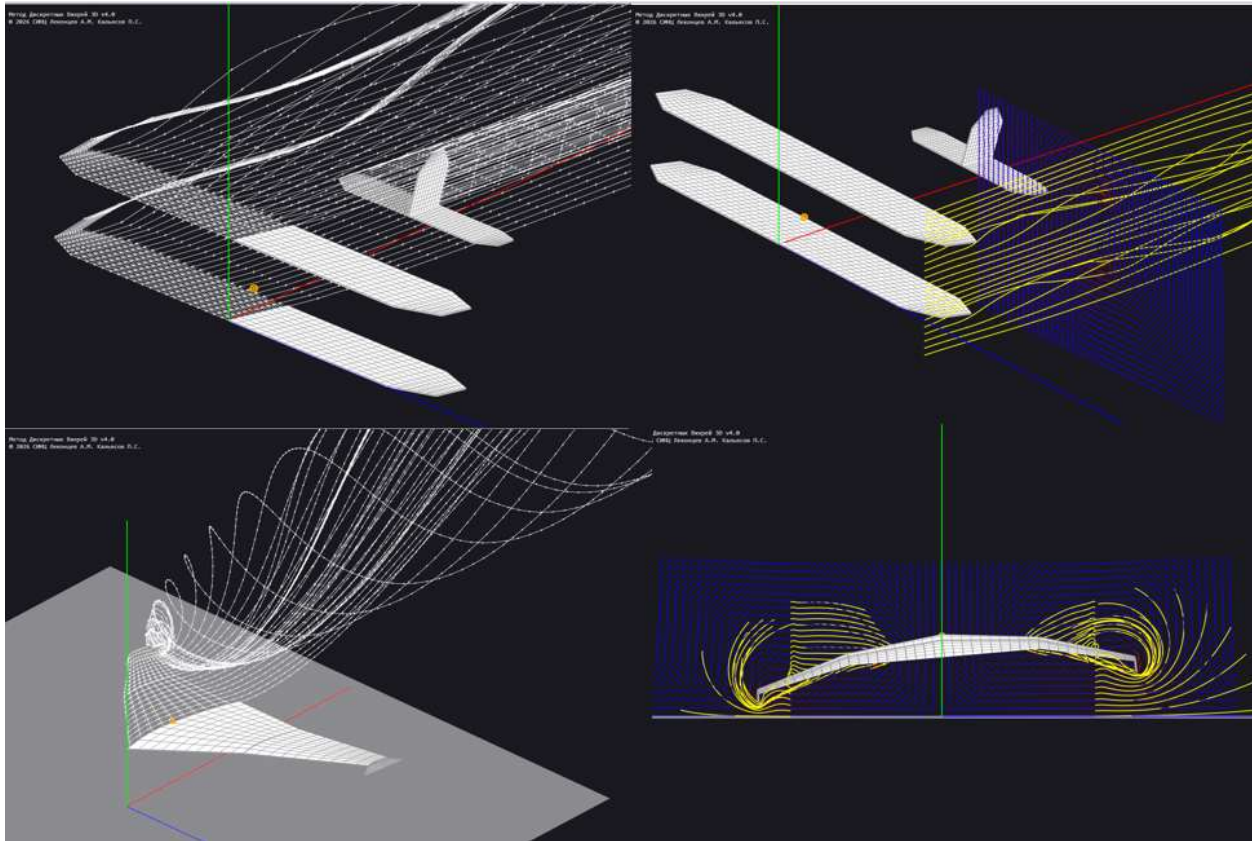
P. Kalyasov Aerohydrodynamics of WIG-hovercraft's air cushion. FAST 2017 Nantes, France.



Затраты на подготовку
моделей и расчеты:
CFD – месяц
ПМ АГДХ КС – 2 часа

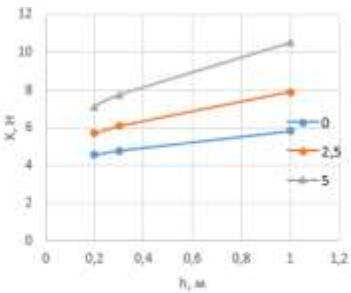


Примеры компоновок

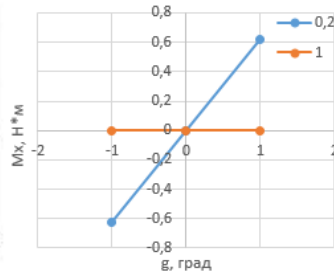


Расчеты D4 Полный комплекс АДХ за 3 часа

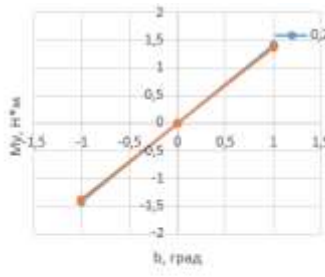
Продольные АДХ



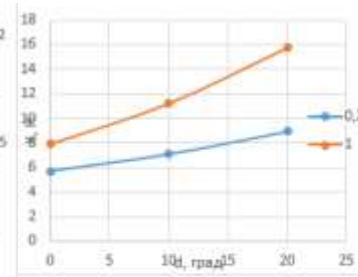
Боковые АДХ по крену



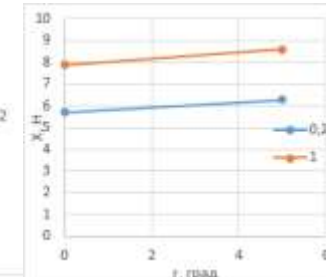
Боковые АДХ по курсу



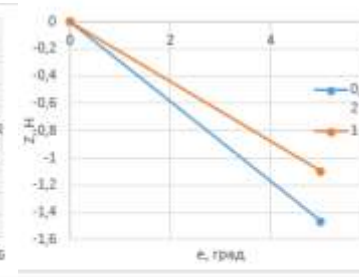
Эффективность закрылка



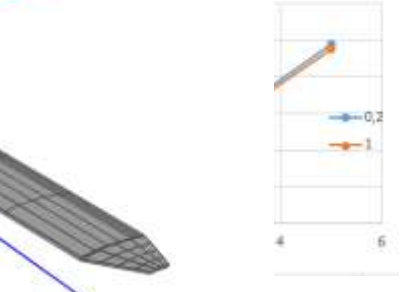
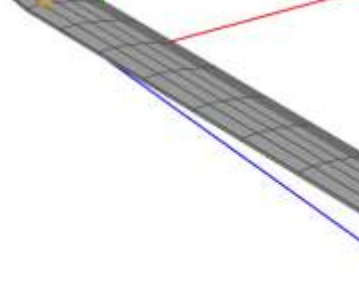
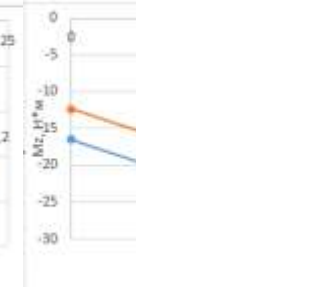
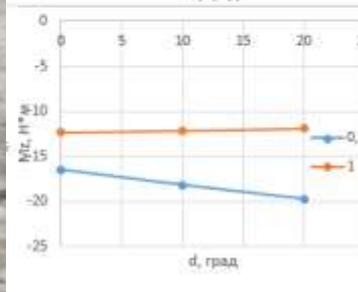
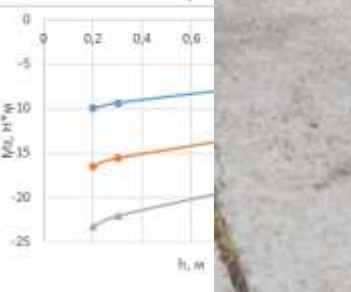
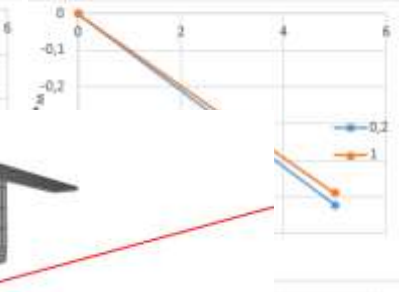
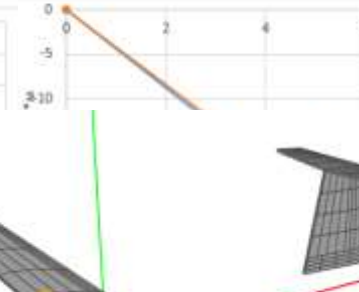
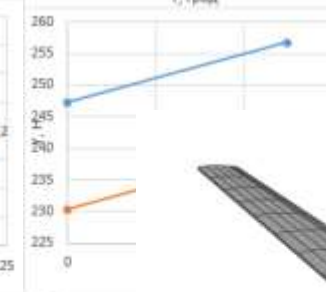
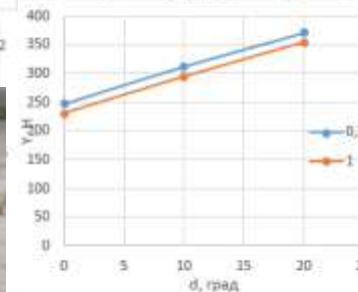
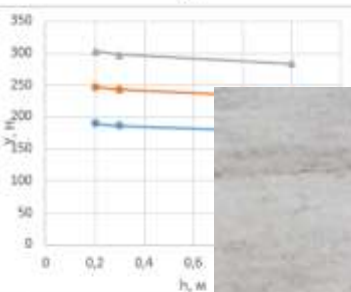
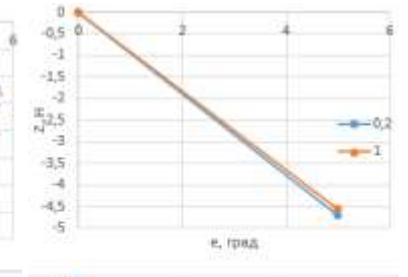
Эффективность руля высоты



Эффективность элерона



Эффективность руля направления



Аналоги

<https://www.lemos.uni-rostock.de/en/lehre/sonstiges/downloads/autowing>

Autowing рассчитывает аэро- и гидродинамику различных типов высокоскоростных судов, включая следующие:

- Крыло в летательном аппарате на эффекте земли (экранопланы)
- Гидрокрылья
- Глиссирующие корпуса
- Ступенчатые глиссирующие корпуса
- Полуглиссирующие суда
- Катамараны с гидрокрыльями

Autowing уникален своими возможностями моделирования сложной аэрогидродинамики высокоскоростных судов с использованием метода дискретных вихрей (метода вихревой решетки).

* Зарубежное ПО

<https://altair.com/altair-flightstream>

Altair® FlightStream™ — это революционный инструмент аэродинамики, объединяющий панельные методы с современными вычислительными технологиями, обеспечивающий быстрые решения для широкого спектра аэродинамических задач. Его уникальные возможности моделирования вихревых потоков, сжимаемых потоков и вязкости превосходно работают как в механизированных, так и в немеханизированных конфигурациях.

Интегрированный с инструментами предварительной и постобработки Altair, FlightStream устраняет разрыв между высокоточными CFD-моделированиями и инженерными требованиями.

* Зарубежное ПО

* Панельный метод, требуется 3д геометрия

<https://sdr.ru/saer.htm>

САПР «Сударушка»: для летательного аппарата, состоящего из системы плоских несущих поверхностей (крыльев, оперения, рулей, пилонов, концевых шайб и т.п.), определяется распределение нагрузок по ним в зависимости от угла атаки, скольжения, углов установки и отклонения поверхностей (рулей), кривизны профиля, угловых скоростей летательного аппарата.

По распределению нагрузок определяется положение центра давления, фокуса, коэффициент подъемной силы и его производные, шарнирные моменты, характеристики устойчивости и управляемости.

Поверхность моделируется набором вихрей. Расчет производится по линейной теории

* Устаревший интерфейс, предположительно, не поддерживается

* Отсутствует нелинейный решатель

* Не учитываются границы потока

Аналоги

<https://kpm-ritm.ru/aerodynamics>

«РИТМ.Аэродинамика» - профессиональный инженерный программный инструмент для решения задач моделирования аэродинамики и систем автоматического управления летательными аппаратами (ЛА). Инструмент имеет интуитивно понятный и удобный интерфейс, который позволяет проводить быстрый анализ и расчет аэродинамических коэффициентов ЛА. В процессе работы с инструментом пользователь может в реальном времени анализировать влияние изменения исходных параметров на движение ЛА.

* Не поддерживается, не распространяется

<https://cyberleninka.ru/article/n/kompleks-programm-aeroprochnostnogo-proektirovaniya-samoleta-argon/pdf>

«Аргон» комплекс программ аэропрочностного проектирования самолета ЦАГИ

* Требуется 3Д геометрия

* Не найдены ссылки на ПО как пользовательский продукт

www.xflr5.tech/xflr5.htm

XFLR5 Инструмент анализа профилей крыла, крыльев и самолетов, работающих при низких числах Рейнольдса.

* Зарубежное ПО

Известны публикации по решению отдельных задач с использованием МДВ:

- Макеев П.В., Игнаткин Ю.М., Шомов А.И., Ивчин В.А. Исследование возможности попадания рулевого винта в режимы «вихревого кольца» под воздействием несущего винта // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 7–18. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179102>
- Болотин, А.А. Применение метода дискретных вихрей для исследования подводных крыльев // Труды НГТУ им Р.Е. Алексеева, 2015. №3(110). С. 209-213
- Булат П.В., Минин О.П. О современном подходе к проектированию беспилотных летательных аппаратов самолетного типа с коротким взлетом и посадкой. Часть III. Численное моделирование вихревой аэродинамики летательного аппарата методом дискретных вихрей // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2018. Т. 18. № 2. С. 169–190. doi: 10.17586/2226-1494-2018-18-2-169-190
- и пр.