

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования

Лабораторный практикум по Гидрогазоаэродинамике
Аэродинамика

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА
*МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОБТЕКАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ
ПРОФИЛЕЙ ЛАМИНАРНЫМ ПОТОКОМ ЖИДКОСТИ*

Благовещенск 2023

ББК 22.33 я 73

Л 12

Рецензент:

О.В. Зотова, доцент кафедры физики ФГБОУ ВО «Амурский государственный университет», канд. физ.-мат. наук, доцент

И.В. Верхотурова (составитель)

Л 12 Лабораторная работа. Моделирование процесса обтекания аэродинамических профилей ламинарным потоком жидкости /сост. И.В. Верхотурова. – Благовещенск: Изд-во АмГУ, 2023. – 24 с.

Лабораторная работа «Моделирование процесса обтекания аэродинамических профилей ламинарным потоком жидкости» входит в лабораторный практикум по дисциплине «Гидрогазоаэродинамика» (модуль «Аэродинамика») для студентов, обучающихся по специальности 24.05.01 и направлению подготовки 24.03.01.

В работе содержится теоретический материал на тему исследования, описание этапов моделирования и обработки результатов моделирования, вопросы для контроля знаний, а также список рекомендуемой учебной литературы.

ББК 22.33 я 73

В авторской редакции.

©Амурский государственный университет, 2023

© И.В. Верхотурова, составитель

Лабораторная работа

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОБТЕКАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОФИЛЕЙ ЛАМИНАРНЫМ ПОТОКОМ ЖИДКОСТИ

ЦЕЛЬ: провести моделирование с помощью среды COMSOL Multiphysics процесса обтекания ламинарным потоком вязкой несжимаемой жидкости аэродинамических профилей для наглядной визуализации пограничного слоя и его отрыва от поверхности обтекаемого тела.

ОСНОВЫ ТЕОРИИ

Вопросы обтекания тел движущимися потоками жидкости или газа чрезвычайно широко поставлены в практической деятельности человека. Особенно большое значение решение этих вопросов имеет в связи с развитием авиации и мореплавания. В условиях обтекания находятся лопатки турбин, крыло летательного аппарата и элементы многих других технических устройств. По мере развития авиационной техники задачи отработки аэродинамических профилей менялись.

В настоящее время большинство проводимых экспериментальных, теоретических и численных исследований такого характера направлено в основном на изучение обтекания профилей в диапазоне чисел Маха, при которых в потоке имеют место значительные эффекты сжимаемости. Однако имеется большое количество экспериментальных данных, которые рассматривают задачи нахождения силовых характеристик и оптимизации обтекания аэродинамически профилированных крыльев при малых числах Маха, когда жидкость можно полагать полностью несжимаемой. К таким исследованиям относится и продувка профиля НАСА. Изучение обтекания крыла с подобной профилировкой потоком несжимаемой жидкости сегодня не потеряло своей актуальности.

В аэродинамике *профиль* – форма поперечного сечения крыла, лопасти (пропеллера, ротора или турбины), или другой гидроаэродинамической конструкции.

К основным геометрическим характеристикам и понятиям крыла и профиля можно отнести следующие (рис. 1):

- *размах крыла* $l_{кр}$ – расстояние между двумя плоскостями, параллельными базовой плоскостью самолёта и касающимися концов крыла;
- *базовая плоскость крыла* – плоскость, содержащая центральную хорду и перпендикулярная базовой плоскости летательного аппарата (ЛА);
- *площадь крыла* S – площадь проекции крыла на базовую плоскость крыла;

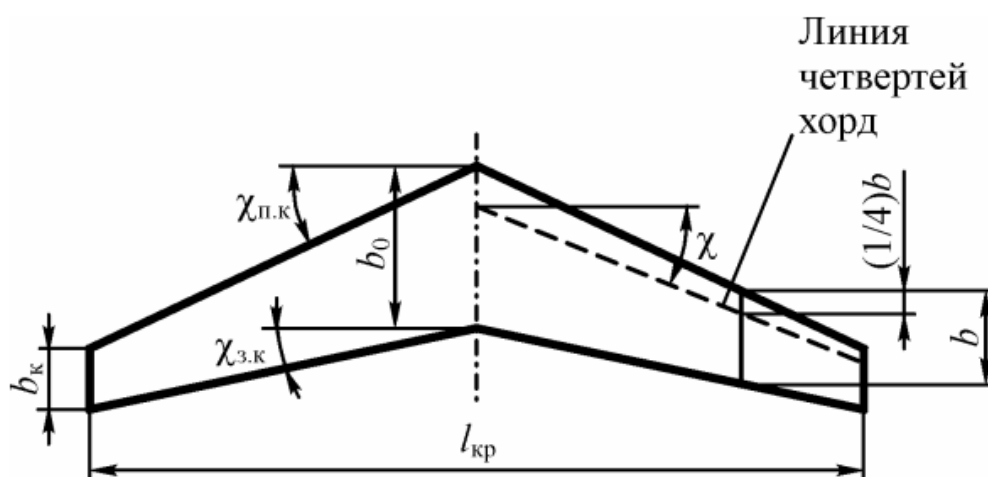


Рис. 1. Геометрические характеристики крыла в плане

- *удлинение крыла* λ – отношение квадрата размаха крыла к площади крыла;
- *хорда профиля* b – отрезок прямой, соединяющей наиболее удалённые точки контура профиля;
- *центральная хорда крыла* b_0 – это местная хорда в базовой плоскости ЛА;
- *концевая хорда крыла* $b_к$ – это местная хорда в концевом сечении крыла;
- *местный угол стреловидности крыла по передней кромке* $\chi_{п.к}(z)$ – местный угол стреловидности крыла по линии n процентов хорд при $n = 0$;

Для описания формы профиля применяют прямоугольную систему координат OXY с началом в передней точке хорды. Ось OX направляют по хорде от передней точки к задней, а ось OY – вверх перпендикулярно оси OX . Контур профиля задают с помощью таблицы или аналитически.

Формы верхней и нижней частей контура задают отдельно: $y_в = y_в(x)$; $y_н = y_н(x)$ (рис. 2).

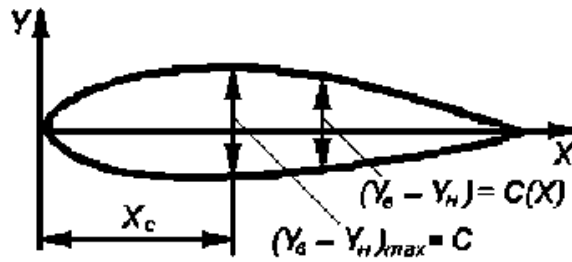


Рис. 2. Геометрические характеристики профиля

Контур профиля можно строить также, задавая среднюю линию $y_{cp}(x) = 0,5(y_v + y_n)$ и распределение толщин $c(x) = y_v - y_n$ (рис. 2).

Основными геометрическими характеристиками профиля являются:

- *относительная толщина* $\bar{c} = \frac{y_v - y_n}{b}$;
- *относительная координата сечения максимальной толщины профиля* $\bar{x}_c = \frac{x_c}{b}$;
- наряду с хордой профиля основной линией, определяющей форму профиля крыла, является *средняя линия*, соединяющая переднюю и заднюю точки профиля.
- *относительная максимальная вогнутость*, называемая обычно просто относительной вогнутостью $\bar{f} = \frac{(y_v + y_n)_{max}}{2b} > 0$ – если средняя линия лежит выше хорды, $f = \frac{(y_v + y_n)_{max}}{2b} < 0$ – если средняя линия лежит ниже хорды, $f = 0$ - в случае *симметричного профиля*. Профиль, у которого средняя линия совпадает с хордой, называется *симметричным профилем*.

Тело в форме профиля крыла, двигаясь в потоке газа или жидкости, создаёт подъёмную силу, перпендикулярную направлению потока (теорема Жуковского).

Рассмотрим обтекание двояковыпуклого симметричного профиля идеальным газом (рис. 3). Профиль считается симметричным, если он симметричен относительно хорды. Пусть он сначала установлен под углом атаки $\alpha = 0$.

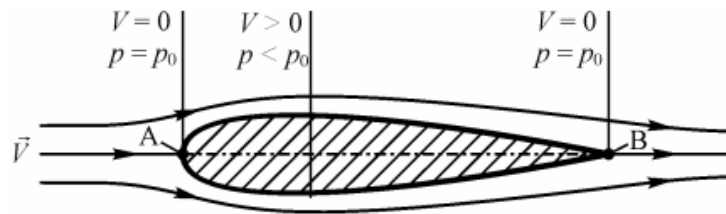


Рис. 3. Обтекание симметричного профиля при $\alpha = 0$ (без образования подъемной силы)

У носка профиля в *передней критической точке А* происходит полное торможение потока, статическое давление в этой точке максимально и равно полному давлению. Далее поток разделяется на два: один обтекает верхнюю поверхность профиля, другой – нижнюю. У задней кромки профиля потоки опять сливаются в *задней критической точке В*.

В точке **В** также, как и в точке **А** скорость потока равна нулю, потому что здесь сходятся линии тока, идущие по верхней и нижней поверхностям профиля, а частица газа не может одновременно двигаться по двум направлениям. Следовательно, в точке **В** статическое давление также, как и в точке **А** максимально и равно полному давлению. Но между точками **А** и **В** статическое давление отличается от полного давления. Это является следствием того, что в процессе движения от точки **А** к точке **В** площади поперечных сечений струек сначала уменьшаются, а потом растут. При этом в соответствии с уравнением неразрывности скорость в струйках будет соответственно сначала расти, а затем падать. Из закона сохранения энергии в аэродинамике следует, что при увеличении скорости статическое давление уменьшается. Значит, от точки **А** до точки **В** на верхней и нижней поверхностях профиля будут располагаться зоны относительного разрежения. Поскольку мы рассматриваем симметричный профиль, то величины падения статического давления в этих зонах будут одинаковыми. Это значит, что в направлении, перпендикулярном вектору скорости набегающего потока, на профиль не будет воздействовать составляющая аэродинамической силы, названная выше подъемной.

Очевидно, что для того, чтобы получить подъемную силу нужно сделать профиль несимметричным (рис. 4, а) или установить симметричный профиль под некоторым углом атаки $\alpha \neq 0$ (рис. 4, б).

Рассмотрим обтекание симметричного профиля потоком под углом атаки $\alpha > 0$ или несимметричного при $\alpha = 0$ (рис. 4).

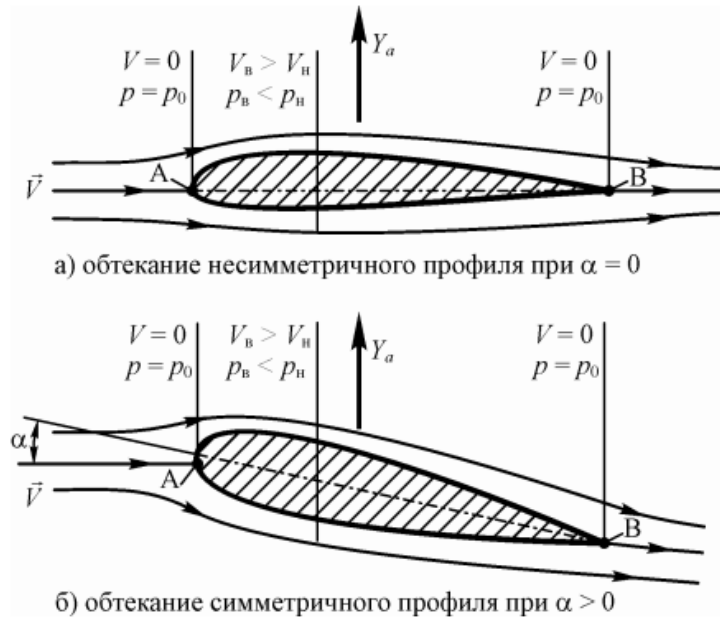


Рис. 4. Обтекание профилей с образованием подъемной силы

В этом случае струйка, обтекающая профиль сверху будет иметь большее сужение, чем струйка, обтекающая профиль снизу, а значит скорость в верхней струйке будет больше, чем в нижней ($v_b > v_n$). Это приведет к тому, что на верхней поверхности профиля статическое давление будет меньше, чем на нижней ($p_b < p_n$). Из-за этой разности образуется аэродинамическая подъемная сила Y_a , направленная вверх.

В наиболее упрощенном виде поток, обтекающий крыло, можно представить, как потенциальное течение с циркуляцией. С циркуляцией тесно связано возникновение подъемной силы крыла. Согласно уравнению Бернулли, это означает, что над крылом давление уменьшается, а под крылом увеличивается, следовательно, возникает сила, действующая на крыло снизу вверх, то есть подъемная сила. Н.Е. Жуковский теоретическим путем показал, что подъемная сила крыла прямо пропорциональна циркуляции.

Это объяснение принципа действия крыла, к сожалению, не является достаточно общим, так как сформулировано для двухсвязной области. Для того чтобы от присутствия крыла область пространства сделалась двухсвязной, необходимо, чтобы крыло с боковых торцов было ограничено двумя параллельными стенками или чтобы крыло простиралось в обе стороны до бесконечности. Для реальных крыльев ни одно из этих условий не соблюдается. Тем не менее, циркуляция и подъемная сила возникают и в этом случае. Они возникают вследствие отрыва вихрей.

Рассмотрим влияние угла атаки на подъемную силу аэродинамического профиля (рис. 5). При малых углах атаки, меньших чем угол $\alpha_{нс}$, пограничный слой плотно прилегает к поверхности крыла и его обтекание происходит безотрывно (рис. 6). Участок зависимости $C_{y\alpha} = f(\alpha)$ в этом случае носит линейный характер. Коэффициент лобового сопротивления крыла $C_{x\alpha}$ при этих углах атаки не равен нулю, но минимален и обусловлен профильным сопротивлением.

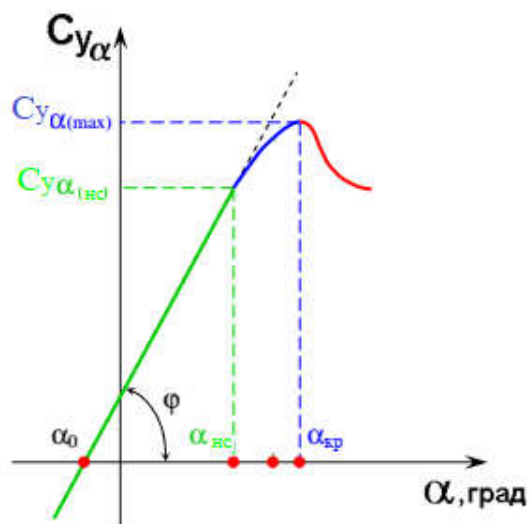
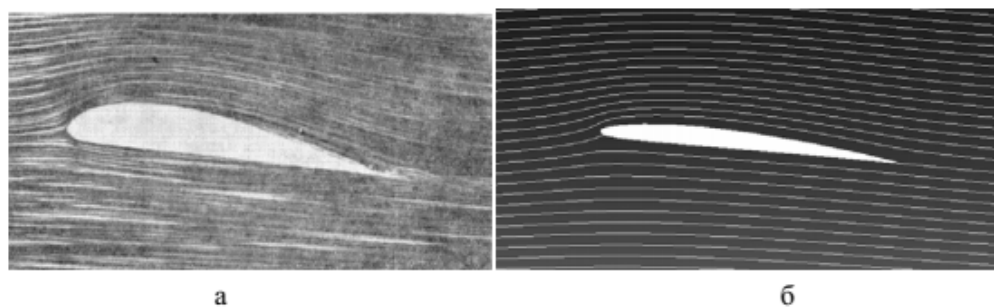


Рис. 5. Зависимость изменения коэффициента подъемной силы от угла атаки

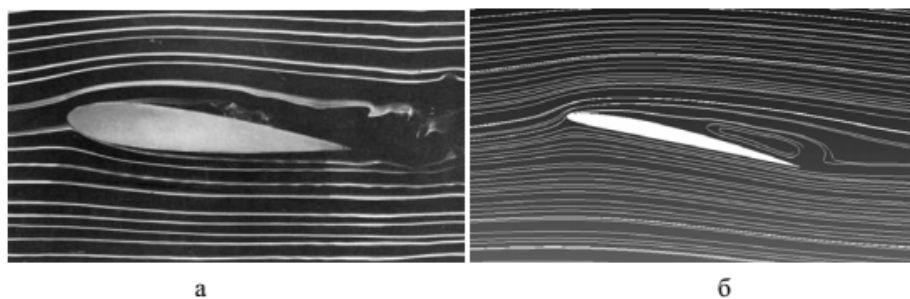
С некоторого угла $\alpha_{нс}$ — *угол начала срыва потока* на крыле (для разных типов профилей он может варьироваться от 10° до 15°) начинается срывное обтекание крыла. Этот угол называется *углом тряски*, т.к. летчик начинает ощущать потряхивание органов управления при выходе на этот угол. При таких углах атаки нарушается плавное обтекание профиля.



а – эксперимент с толстым профилем; б – численный расчет NACA, $\alpha = 6^\circ$

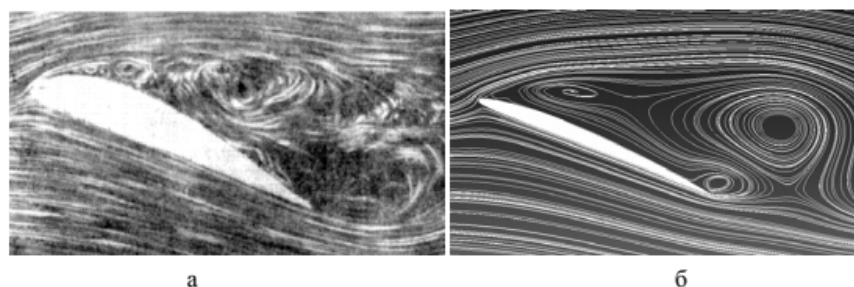
Рис. 6. Безотрывное обтекание крыла при малых углах атаки

Это происходит из-за влияния вязкости на движение частиц в пограничном слое. В процессе движения вдоль верхней поверхности профиля частицы воздуха будут терять скорость. На каком-то этапе им не хватит кинетической энергии, чтобы двигаться дальше вдоль поверхности. В итоге в диапазоне углов атаки от $\alpha_{нс}$ до $\alpha_{кр}$ на некотором участке верхней поверхности профиля в нижних слоях пограничного слоя образуются обратные течения, которые разрушают пограничный слой и развивается отрыв пограничного слоя, вследствие вихреобразования (рис. 7 – 8).



а – эксперимент с симметричным профилем, $\alpha = 6^\circ$; б – численный расчет NACA, $\alpha = 12^\circ$

Рис. 7. Появление отрыва на верхней поверхности крыла



а – эксперимент с толстым профилем; б – численный расчет NACA, $\alpha = 22^\circ$

Рис. 8. Развитый отрыв на больших углах атаки крыла

Это явление приводит к нарушению линейности зависимости $C_{y_a} = f(\alpha)$ в указанном диапазоне углов атаки, то есть течение графика становится нелинейным. При увеличении угла атаки, начиная с $\alpha_{нс}$, зона отрыва пограничного слоя также будет увеличиваться, но коэффициент подъемной силы C_{y_a} при этом продолжает расти.

Коэффициент подъемной силы достигает своего максимального значения при угле атаки $\alpha_{кр}$. Он называется *критическим*, так как при случайном увеличении угла атаки свыше этого, срыв потока захватывает большую часть верхней поверхности крыла и происходит отрыв пограничного слоя, самолет становится плохо управляемым, склонным к сваливанию на крыло и переходу в «штопор». В реальных условиях полета выход крыла на критический угол атаки чрезвычайно опасен.

На закритических углах атаки $\alpha > \alpha_{кр}$ происходит полный отрыв пограничного слоя от поверхности крыла, подъемная сила, следовательно, и коэффициент подъемной силы C_{y_a} резко падают.

На зависимость $C_{y_a} = f(\alpha)$ влияют следующие факторы: симметрия профиля, кривизна и толщина профиля, его относительная вогнутость, состояние поверхности крыла, а также не мало важным является режим течения набегающего потока. При турбулентном режиме течения набегающего потока отрыв пограничного слоя на поверхности профиля наступает значительно дальше от передней кромки тела, чем при ламинарном. Экспериментально показано, что в случае турбулентного течения набегающего потока при наличии отрыва пограничного слоя сопротивление обтекаемого тела будет меньше, чем в случае ламинарного течения.

ПОРЯДОК ПРОВЕДЕНИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Модельный эксперимент сопровождающийся какой-либо формой визуализации изучаемого процесса, позволяет лучше понимать изучаемый физический процесс или явление, делает их наглядными, а также позволяют изучать недоступные или трудоступные процессы для реальных опытов.

Предлагается в среде COMSOL Multiphysics, обладающей мощным графическим интерфейсом, провести моделирование процесса обтекания ламинарным потоком вязкой несжимаемой жидкости (воздуха) аэродинамического профиля (симметричного и несимметричного) под разными углами атаки. Моделирование данного процесса позволяет наглядно визуализировать пограничный слой, зоны его отрыва от поверхности обтекаемого тела, зоны максимальных скоростей в области миделевого сечения.

Ниже представлены основные этапы выполнения по моделированию для одного вида профиля при одном значении угла атаки.

1. На первом этапе моделирования Мастер создания моделей (Model Wizard) (рис. 9) позволит вам задать:

– *размерность пространства модели*, выбираем двухмерное 2D (рис. 10);

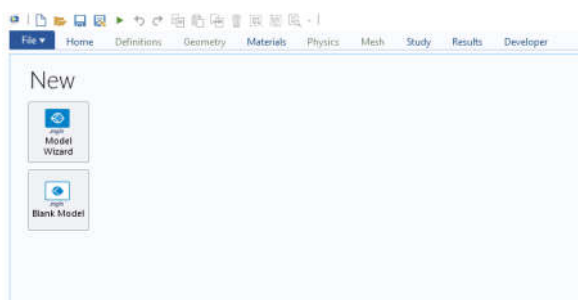


Рис.9. Мастер создания моделей (Model Wizard)

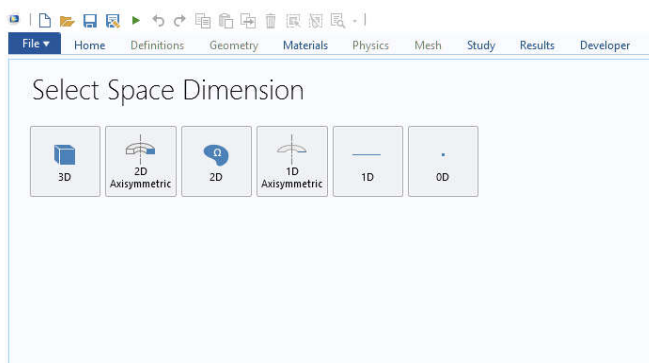


Рис.10. Размерность пространства модели

– раздел физики, в данном случае выбираем *Fluid Flow* → *Single- Phase Flow* → *Laminar Flow*, далее нажать *Add* и *Study* (рис. 11);

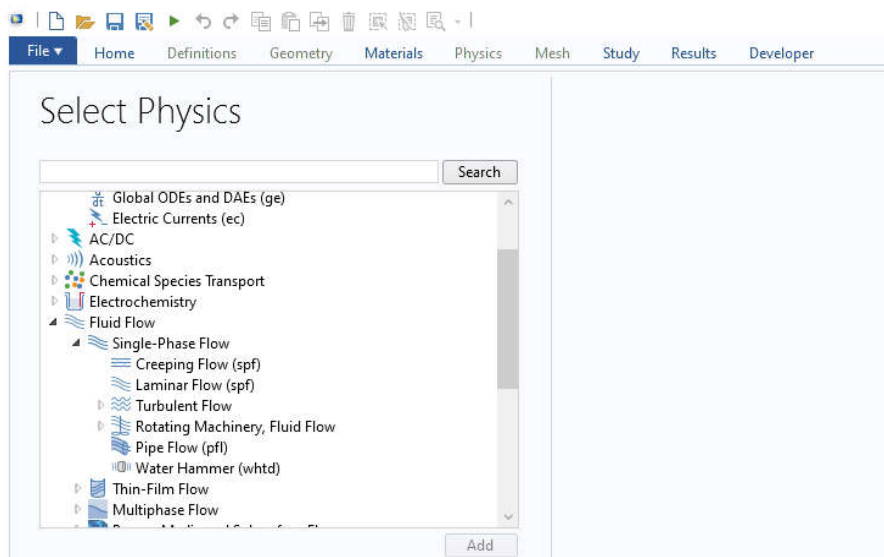


Рис.11. Выбор раздела физики

– тип исследования, выбираем *Stationary* (рис. 12).

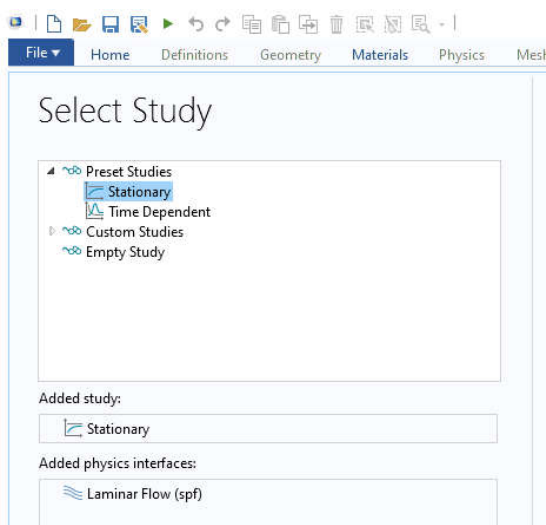


Рис.12. Выбор типа исследования

Для завершения первого этапа нажать *Done* (готово). На рабочем столе появится дерево модели с учетом тех настроек, которые были заданы в Мастере создания моделей (рис. 13).

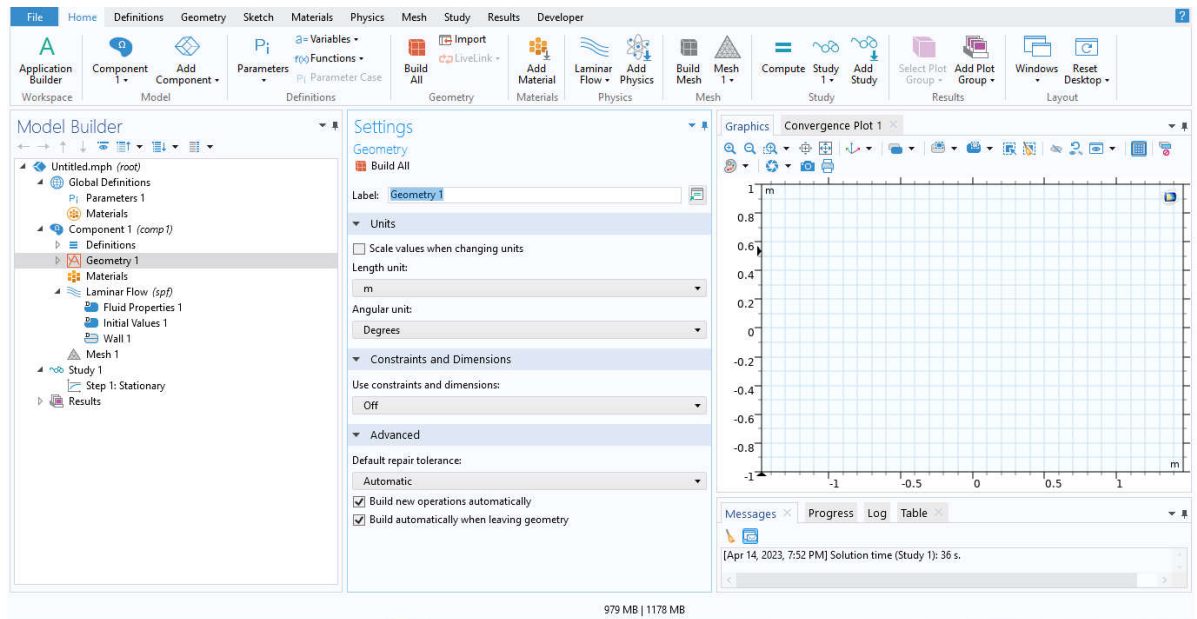


Рис.13. Дерево модели

2. **Второй этап моделирования** – это построение с помощью функций раздела *Geometry* геометрии обтекаемого тела и расчетного домена, то есть области потока воздуха, внутри которого находится исследуемое тело.

Аэродинамический профиль может быть задан полиномом, который состоит из последовательности соединенных отрезков. В данной работе воспользуемся готовыми аэродинамическими профилями. Для этого на странице сайта <http://airfoiltools.com/> выбираем раздел *Airfoil plotter* (рис. 14).

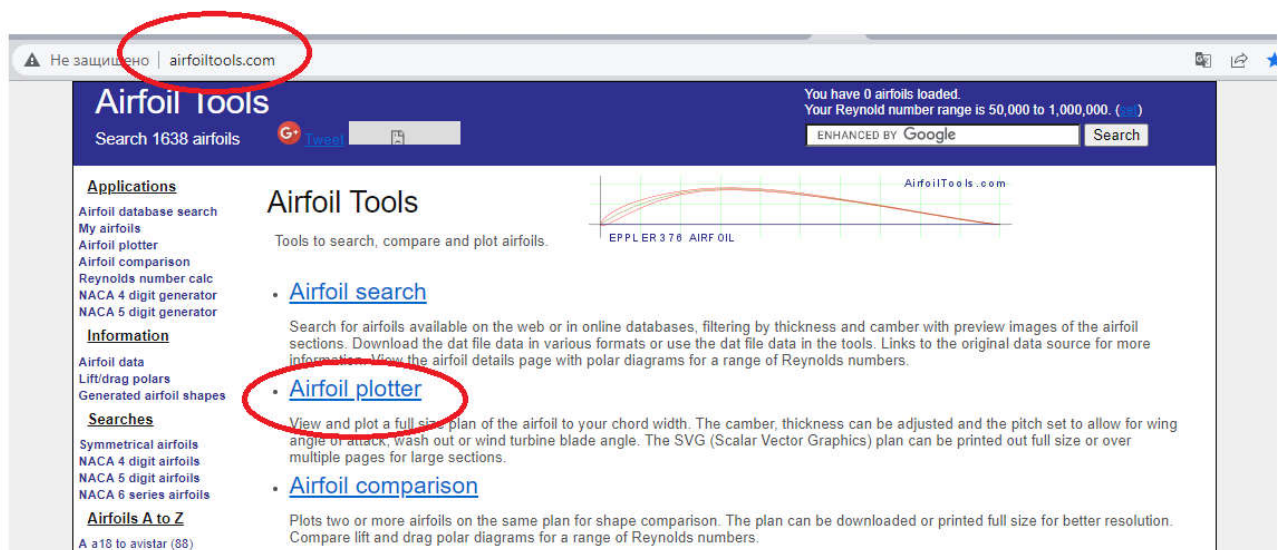


Рис.14. Страница сайта аэродинамических профилей

На открывшейся странице для построения профиля необходимо выполнить следующее (рис. 15):

- выбрать профиль в меню *Airfoil* (симметричный – nр19626, несимметричный – n22);
- задать размер хорды *Chord*;
- выбрать угол атаки *Pitch*;
- нажать кнопку *Plot* (проведется построение профиля);
- скачать данные по профилю, нажав *CSV fail of coordinates*.

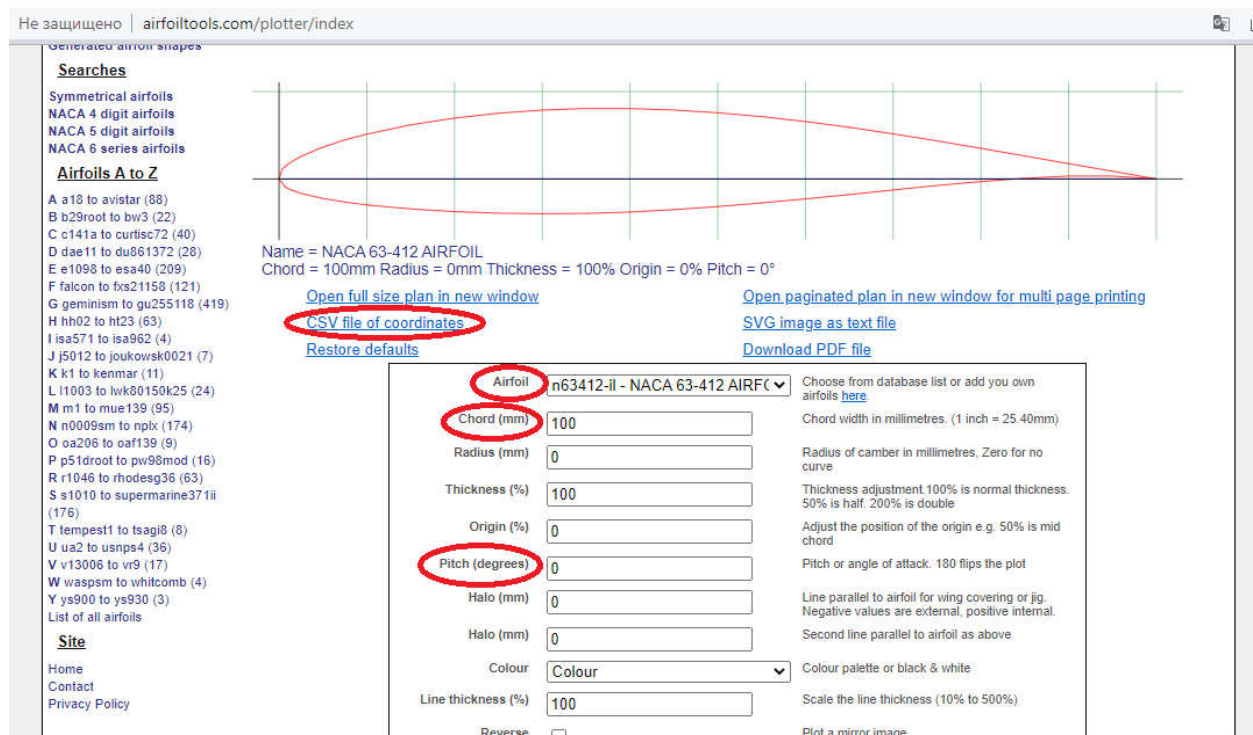


Рис.15. Задание параметров аэродинамического профиля

Данные по профилю скачаются в Excel файл (рис. 16). В этом файле необходимо скопировать числовые данные X и Y *Airfoil surface* (рис. 16) и вставить их в Блокнот и сохранить файл (рис. 17).

После того как файл сформирован можно приступить к построению профиля и расчетного домена в COMSOL Multiphysics. С помощью функций раздела *Geometry* геометрии обтекаемого тела (рис. 18). Размерность (*Length unit*) выбираем *метры, м*. Из представленных геометрических блоков выбрать *Polygon*. В *Settings* в *Data source* выбрать *file*, далее с помощью *Browse* выбрать txt файл с параметрами профиля, загрузить его. Загрузка файла отобразится в

строке между *Data source* и *Browse* (рис. 18). Для построения профиля нажать *Build All Object* (рис. 18).

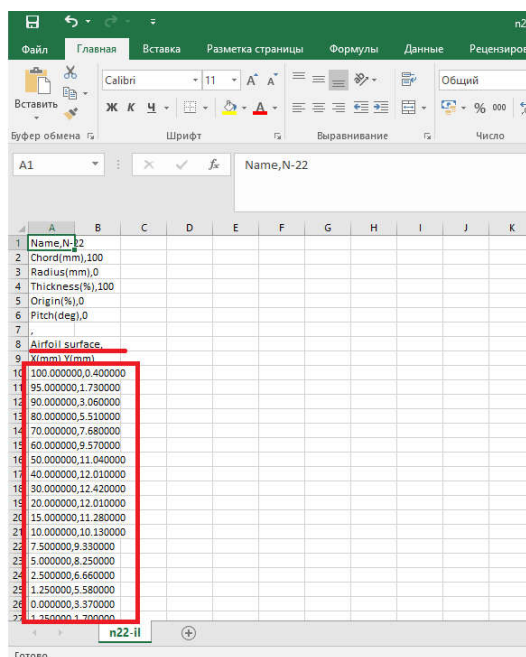


Рис.16. Excel файл с параметрами аэродинамического профиля

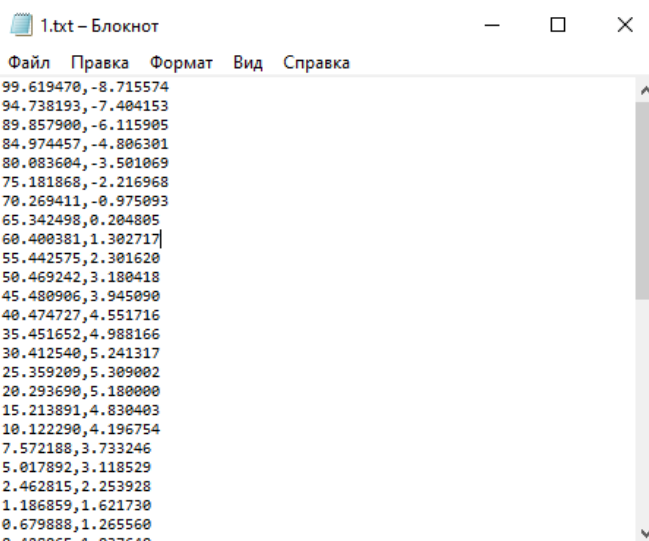


Рис.17. txt файл с параметрами аэродинамического профиля

Для построения расчетного домена в форме прямоугольника необходимо нажать – *Rectangle* (рис. 19). Задать значения высоты *Height* и длины *Width*, а также позиции *Positon*. Значения этих параметров выбираются в зависимости от значения заданной хорды профиля. Для построения расчетного домена нажать *Build All Object* (рис. 19).

Например, если исходно размер хорды был задан 5 мм в меню *Airfoil*, то в COMSOL Multiphysics этот профиль будет построен с хордой 5 м (рис. 18). Тогда размеры расчетного домена выбираются следующие (рис. 19):

Height – 16 м;

Width – 50 м;

Position: Base – Corner, $x = -10$ м, $y = -8$ м.

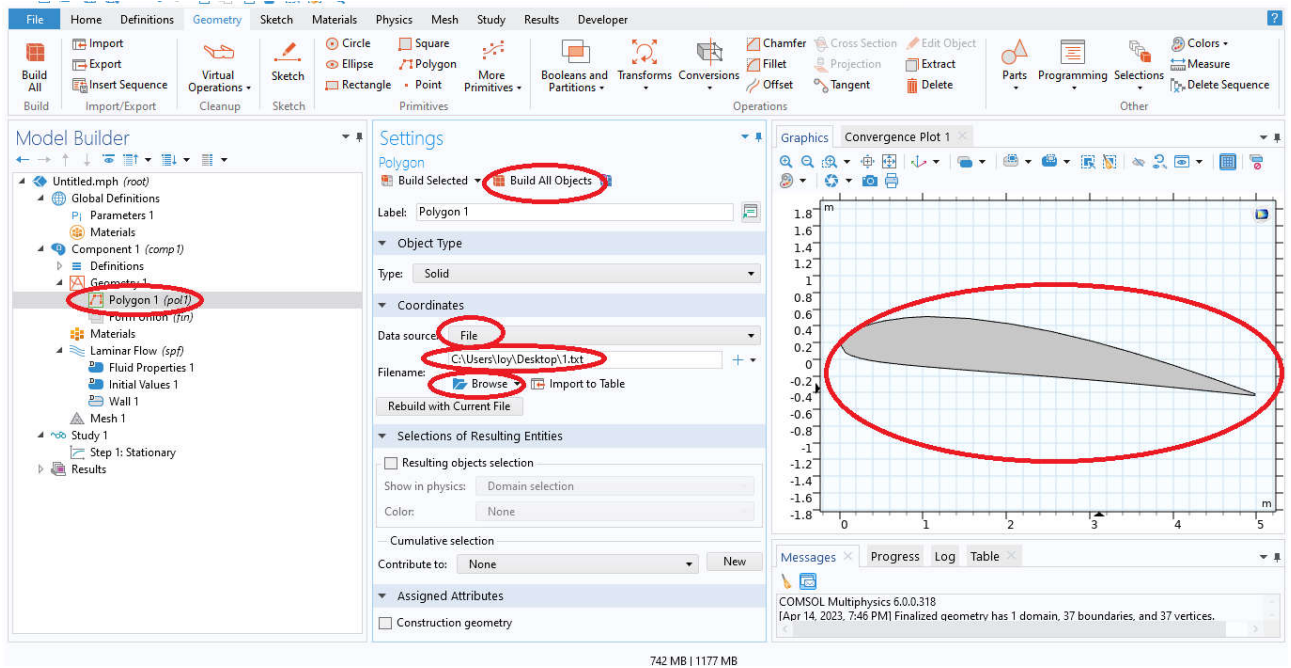


Рис.18. Построение геометрии обтекаемого тела

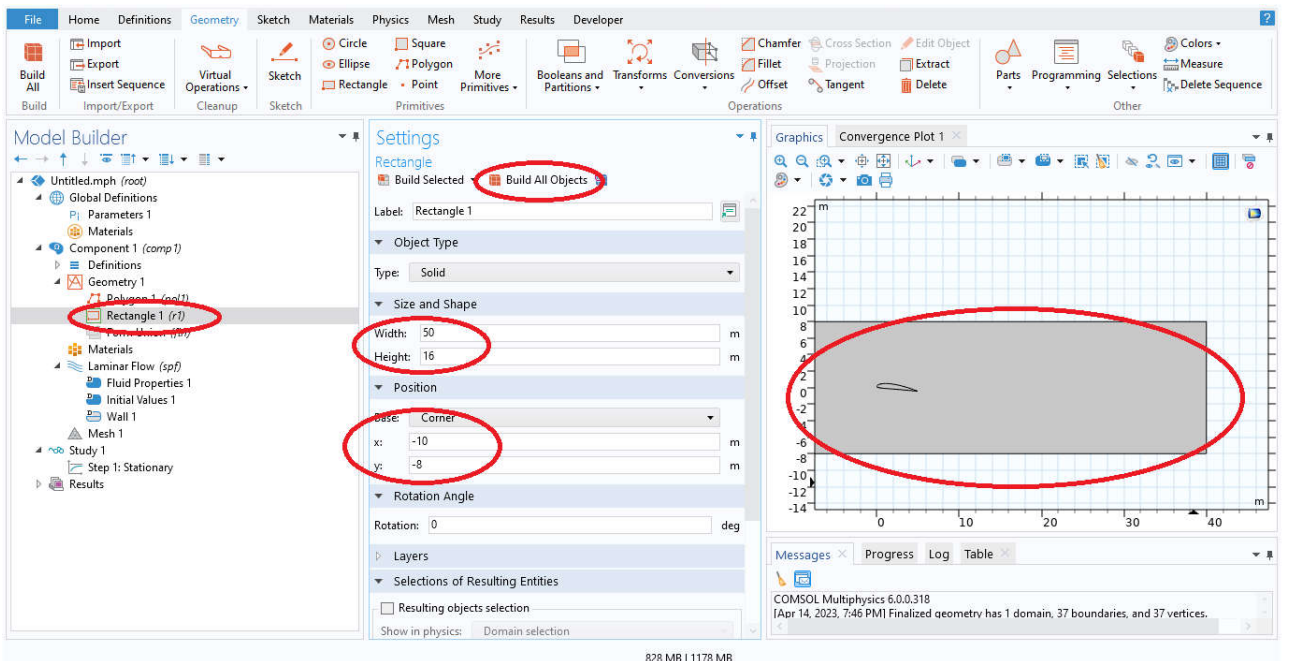


Рис.19. Построение геометрии расчетного домена

Теперь необходимо профиль отделить от расчетного домена. Для этого в функции *Booleans and Partitions* опцию *Difference* (рис. 20). После ее нажатия, она отобразится в дереве модели. В *Settings* задать области, которые будут разграничиваться. В *Objects to add* – задать расчетный домен *r1*, а в *Objects to subtract* – задать профиль *pol1*. В графической области увидите, что профиль «вырежется» из расчетного домена (рис. 20).

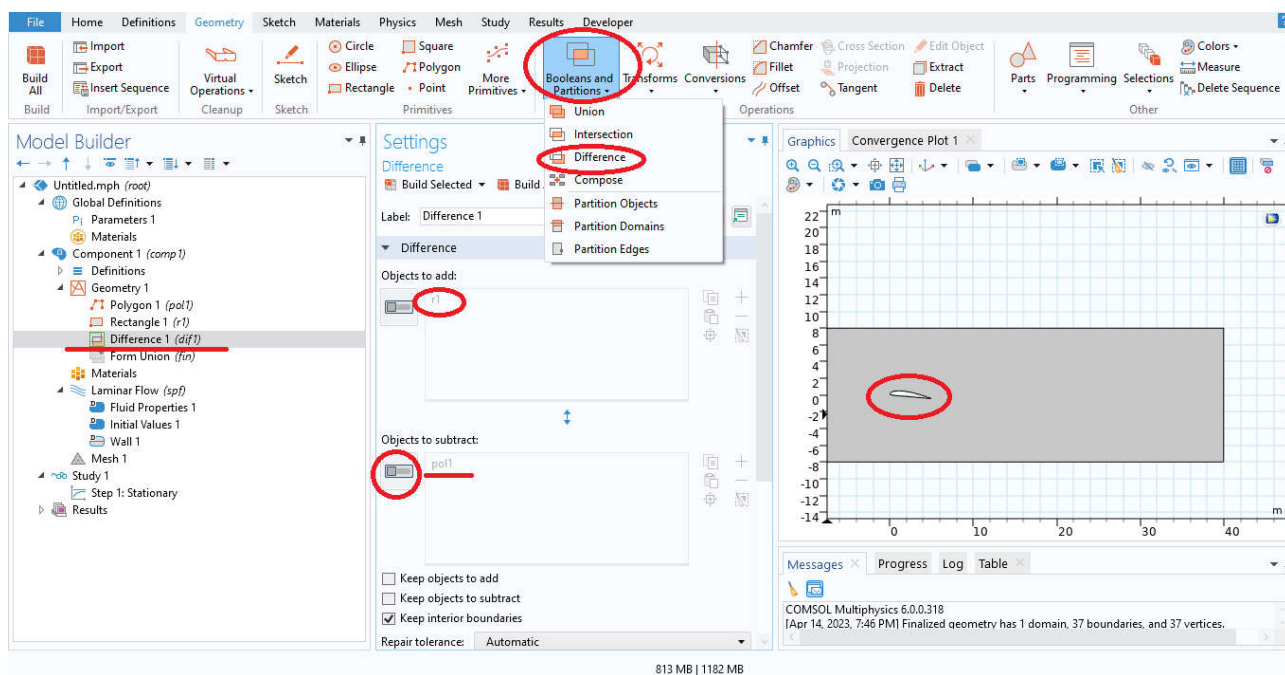


Рис.20. Построение геометрии расчетного домена

3. Третий этап моделирования – это выбор в разделе *Material* материала, из которого выполнен расчетный домен. При нажатии *Add Material* откроется справа окно с библиотекой материалов или с часто используемыми материалами (*Built – In*). Для расчетного домена – воздух (*Air*). Двойной клик по выбранному материалу, откроет рядом с окном дерева модели окно, в котором необходимо данный материал закрепить за соответствующим объектом (рис. 21).

4. Четвертый этап моделирования – создание физики процесса (рис. 22) и задание граничных и начальных условий на расчетном домене.

Задача обтекания твердого тела формулируется в рамках модели вязкой несжимаемой ньютоновской жидкости, основываясь на дифференциальных уравнениях в частных производных. Такой процесс описывается нестационар-

ной системой уравнений Навье-Стокса и неразрывности, которые можно представить в тензорной форме следующим образом (рис. 22):

$$\rho(\vec{u} \cdot \nabla)\vec{u} = \nabla \cdot \left[-pI + \mu(\nabla\vec{u} + (\nabla\vec{u})^T) \right] + F, \quad (1)$$

$$\rho\nabla \cdot (\vec{u}) = 0 \quad (2)$$

Переменными величинами в данных уравнениях являются три проекции вектора скорости и давление потока.

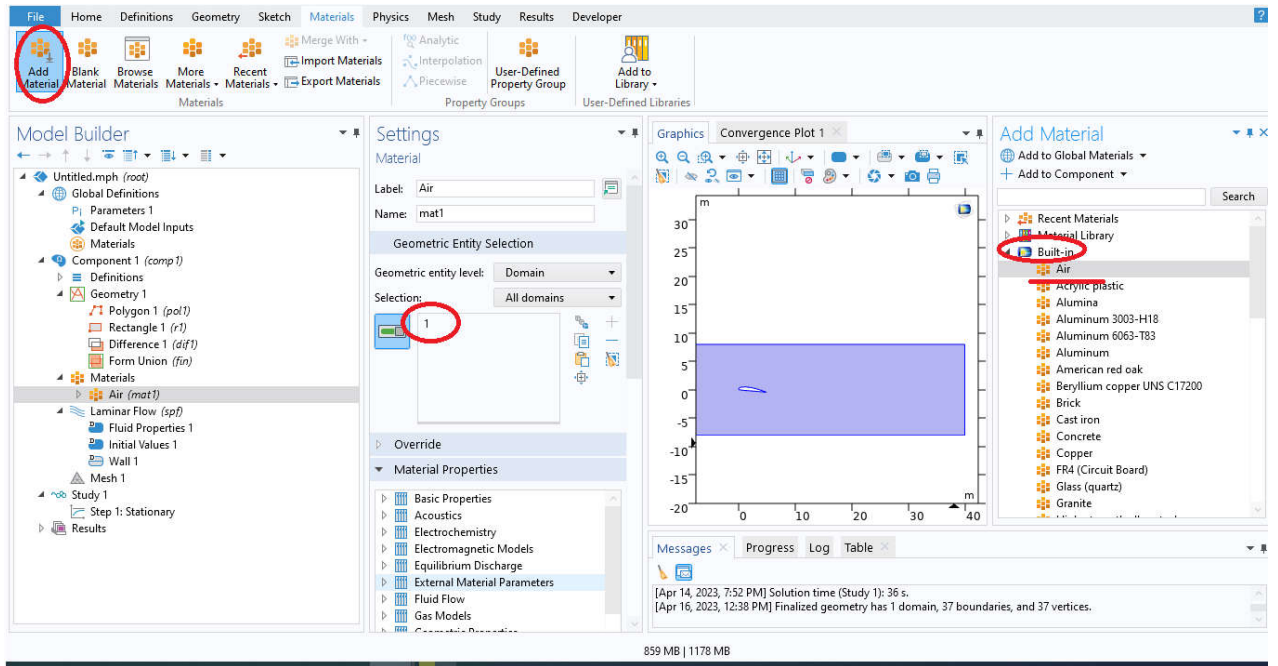


Рис.21. Выбор материала для расчетного домена

Одно из граничных условий *boundaries* будет задаваться на стенке прямоугольника (выделенная синим цветом на рис. 23), которая является границей (*boundaries* → *inlet*) впуска жидкости (воздуха) в расчетный домен с заданной скоростью $v = 0.01$ м/с.

Второе граничное условие задается на стенке прямоугольника параллельной рассмотренной ранее (выделенная синим цветом на рис. 24), которая является границей (*boundaries* → *outlet*) выпуска жидкости из расчетного домена. Значение избыточного давления p_0 на границе выпуска жидкости принимается равным нулю.

Остальные стенки прямоугольника, соединяющие впуск и выпуск жидкости, считаются не пропускающими жидкость. То есть считается, что нормаль-

ная составляющая вектора скорости потока равна нулю $\vec{u} \cdot \vec{n} = 0$. Для этого необходимо в *boundaries* выбрать *Symmetry* и задать номера сторон прямоугольника (рис. 25). Скорость частиц жидкости непосредственно на поверхности профиля также считается равной нулю.

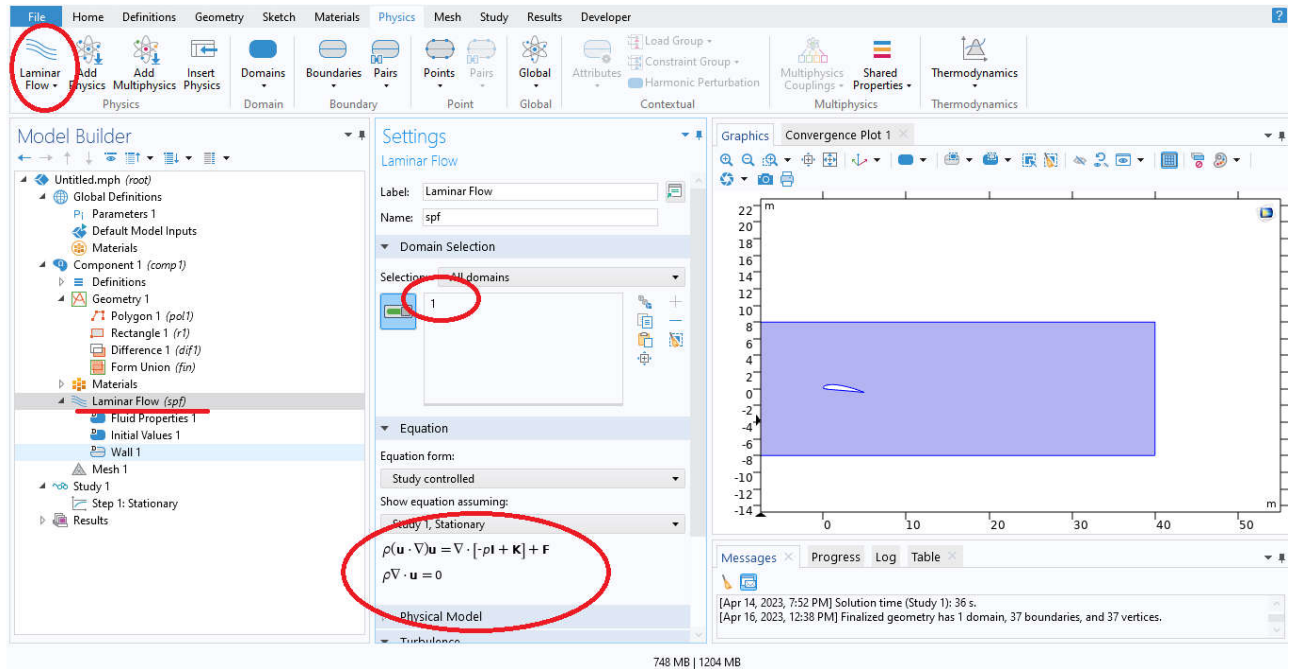


Рис.22. Выбор физики процесса

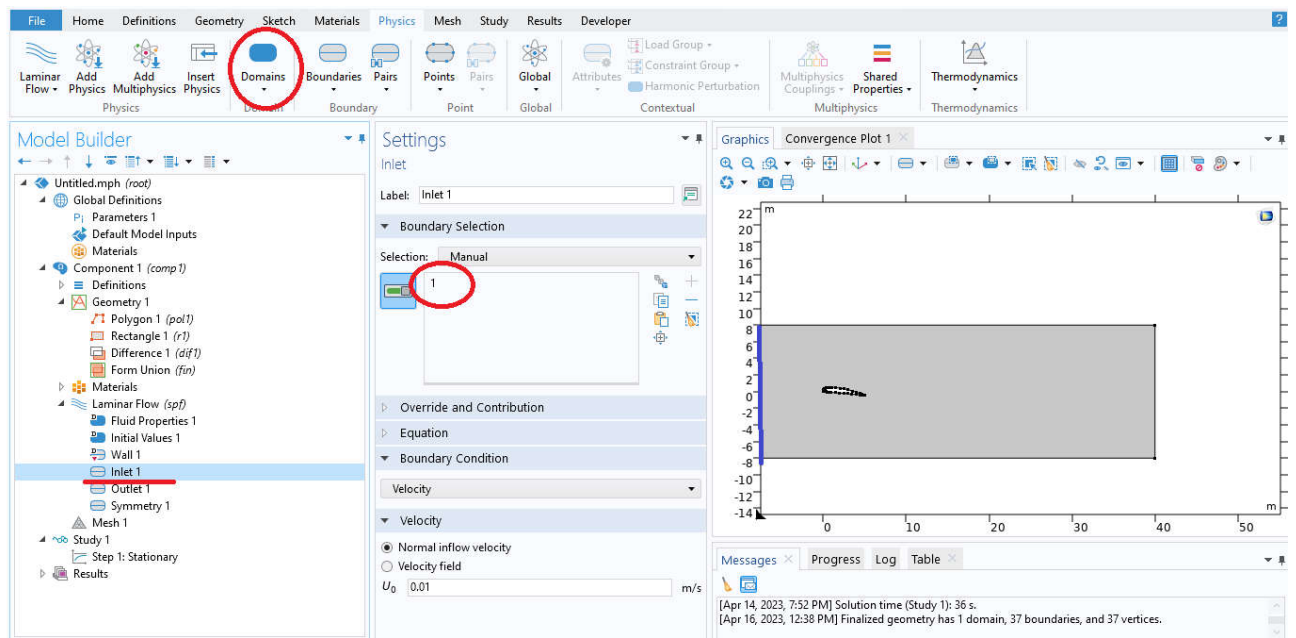


Рис.23. Задание первого граничного условия

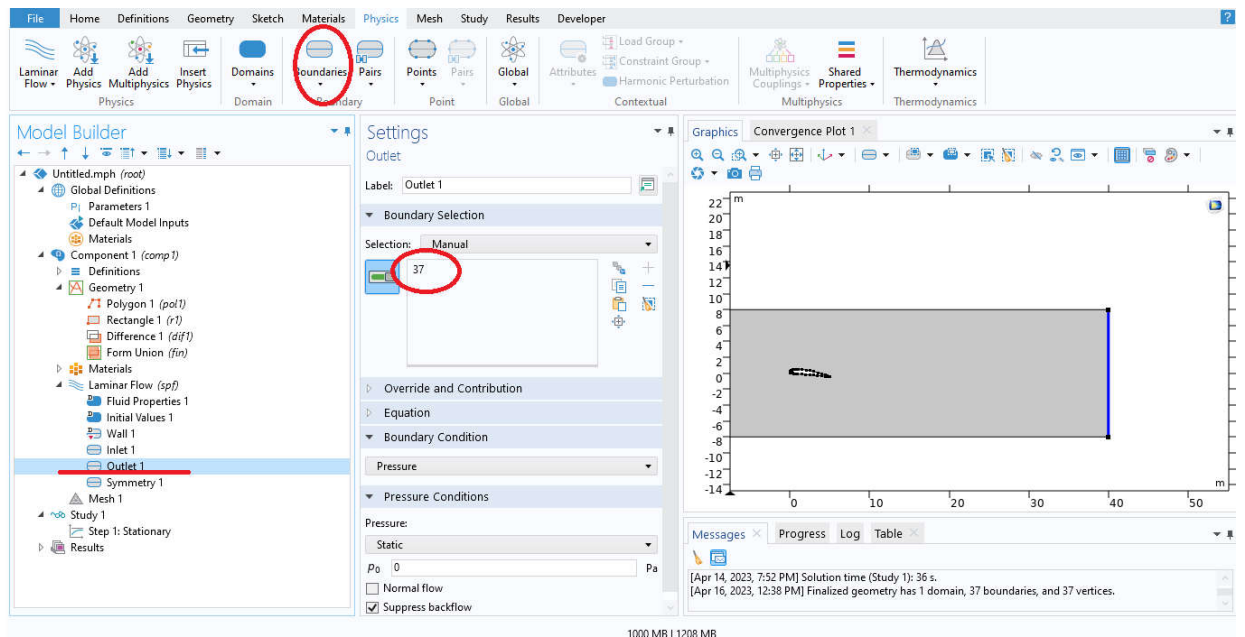


Рис.24. Задание второго граничного условия

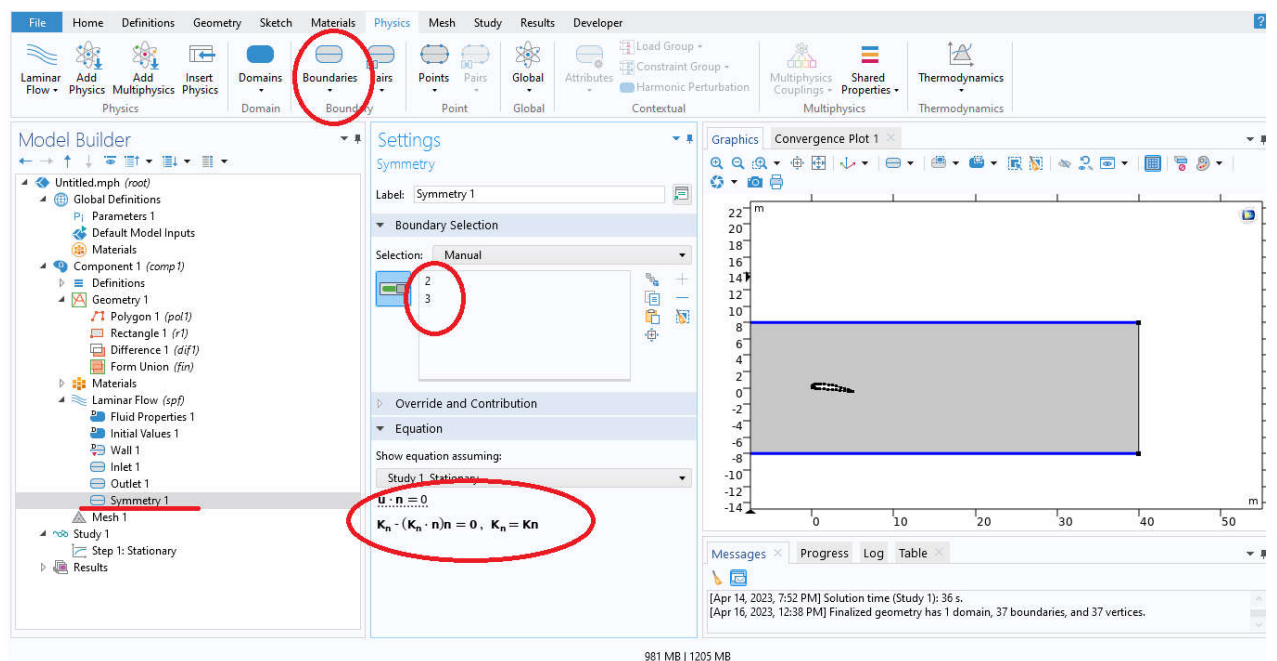


Рис. 25. Задание нулевых скоростей потока на остальных стенках расчетного домена

5. **Пятый этап моделирования** – задание сетки разбиения расчетного домена и выполнение расчетов. Сетка разбивает элемент (домен) на малые тетраэдры, в каждом из которых производится расчет скорости течения жидкости

и давления (рис. 26). Выбрать *Sequence Type – Physics-controlled mesh*, *Element size – Extra coarse*. Нажать *Build All*.

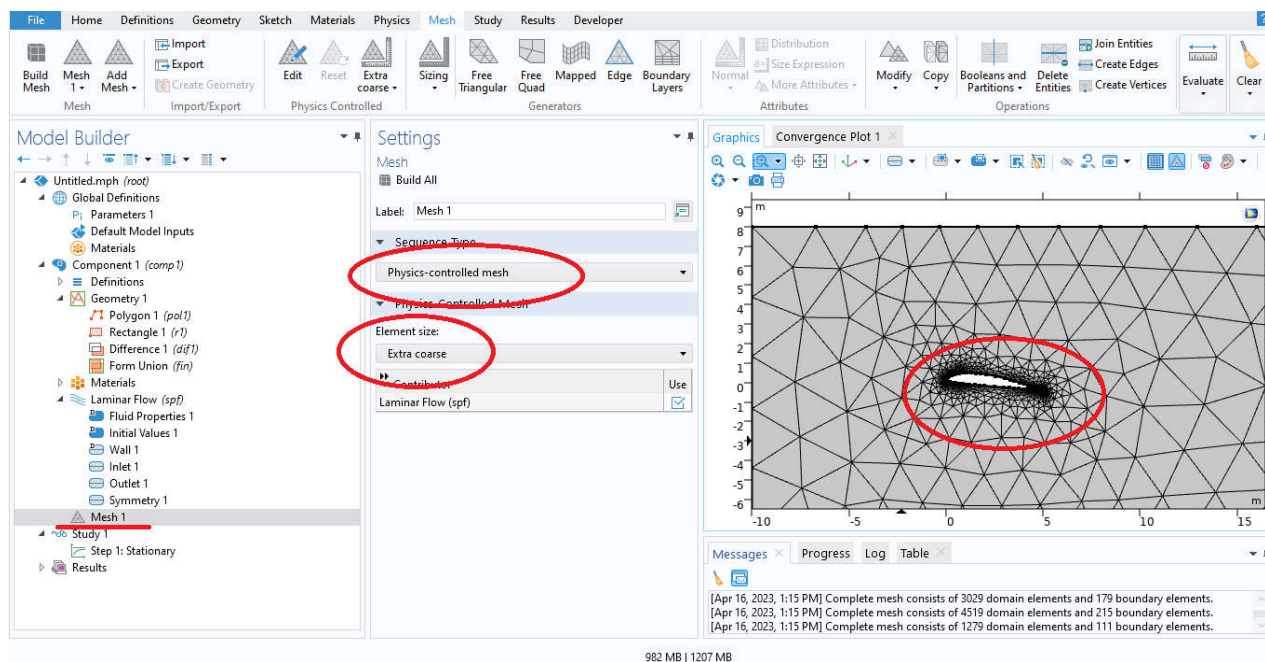


Рис.26. Задание расчетной сетки

После построения сетки производится симуляция процесса. Для этого необходимо в разделе *Study* запустить *Compute* (рис. 27).

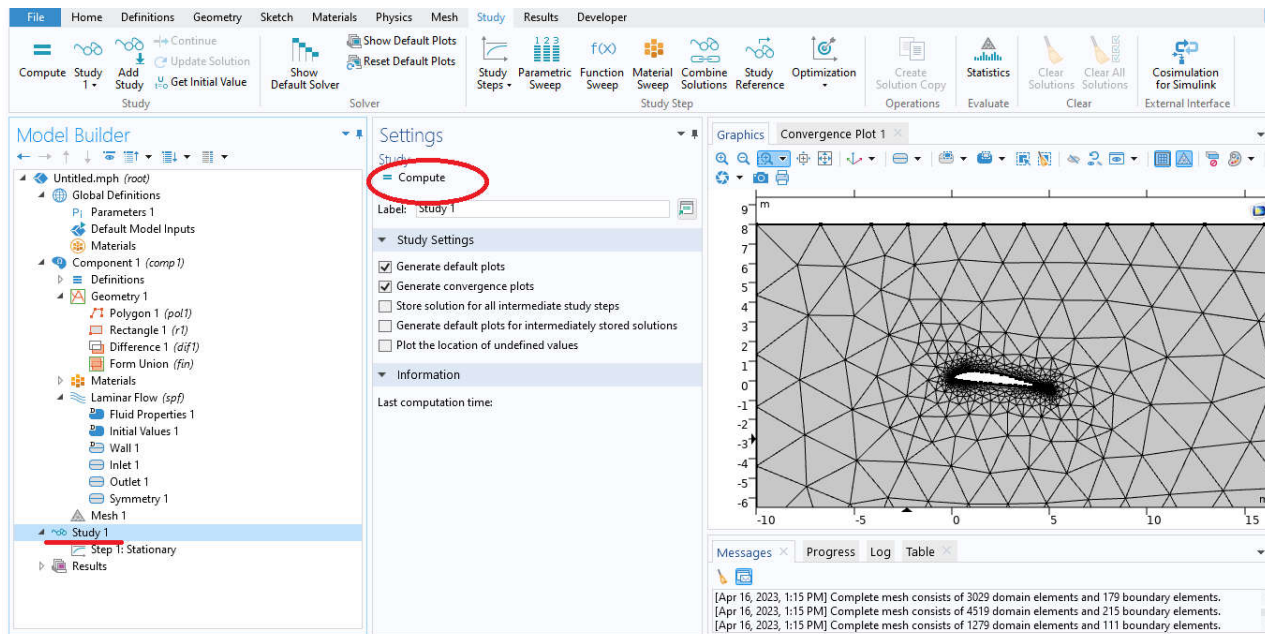


Рис.27. Запуск расчета симуляции

В результате получим расчет скоростей (рис. 28).

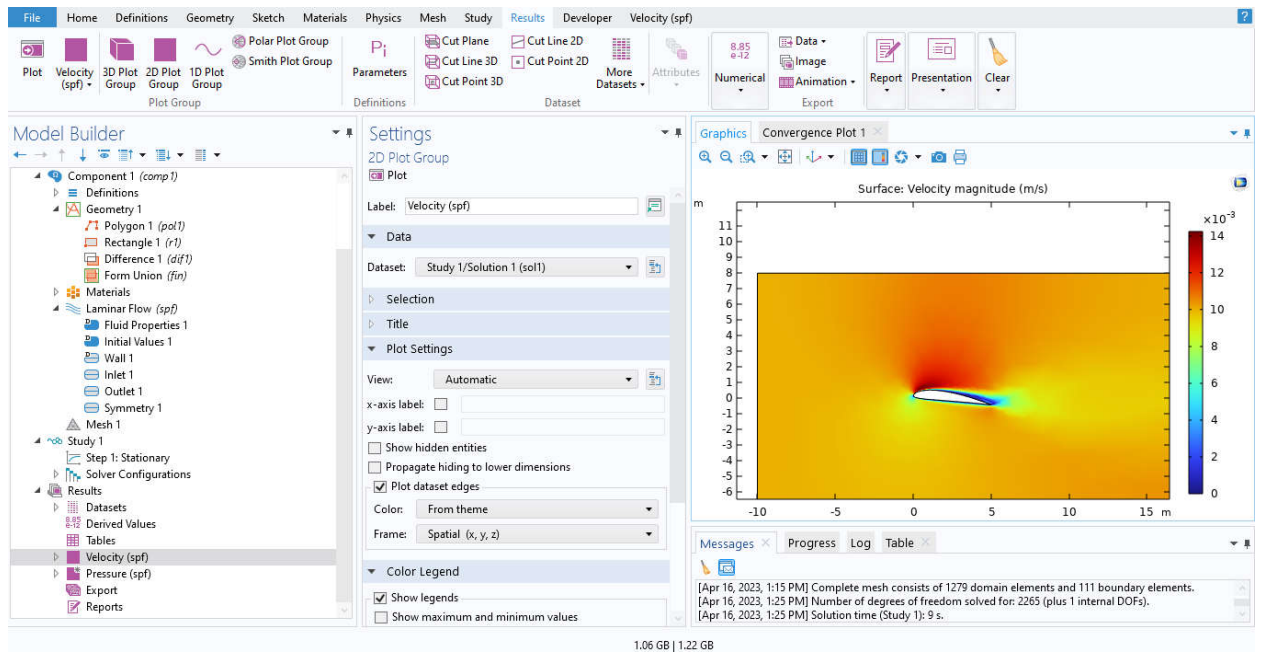


Рис.28. Предварительный результат расчета

После этого необходимо полученный результат настроить для более лучшей визуализации процесса (рис. 29).

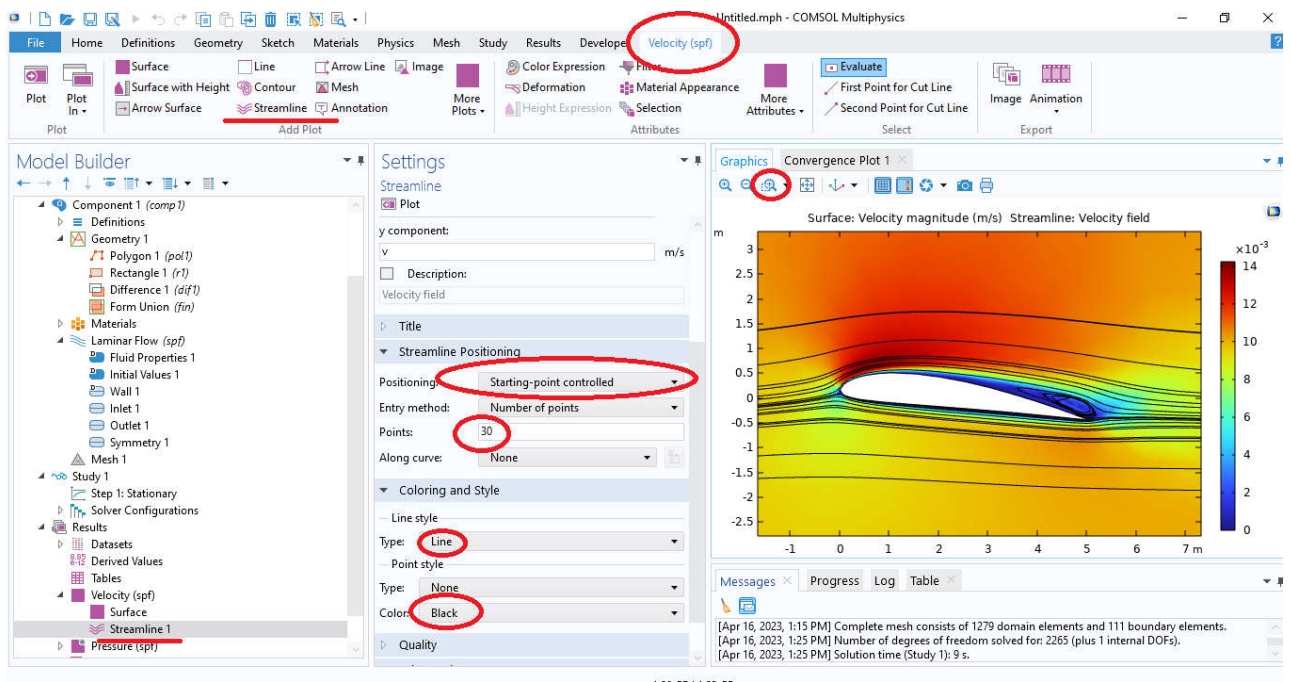


Рис.29. Линии тока потока при угле атаки 5°

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ И ИХ ОБРАБОТКА

Таким образом, проделав все этапы моделирования вы получите.

1. Картину распределения скорости и линий тока потока моделируемой области (рис. 29), на которой можно наблюдать: зону торможения потока вбли-

зи передней критической точки А; пограничный слой, прилегающий к поверхности обтекаемого тела; зоны отрыва пограничного слоя от поверхности обтекаемого тела (вихри); зоны максимальных скоростей в области миделевого сечения и др.

2. Распределение давления по поверхности профиля на котором можно выделить зоны повышенного и пониженного давления по поверхности обтекаемого тела.

Опираясь на изученный по теме материал и полученные результаты моделирования необходимо описать следующее.

1. Положение критических точек на профиле. Какие значения скорости и давления имеет поток в этой точке. Как это определяется по результатам модели.

2. Положение зоны торможения потока вблизи передней критической точки. Как в этой зоне изменяется скорость потока.

3. Зоны максимальных скоростей в области миделевого сечения. Симметричность и расположение этих зон.

4. Пограничный слой, прилегающий к поверхности обтекаемого тела. Зоны отрыва пограничного слоя от поверхности обтекаемого тела.

Провести моделирование процесса обтекания симметричного (n19626) и несимметричного (n22) профилей при углах атаки 0° , 5° , 10° и 15° (для каждого профиля).

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Почему важны вопросы обтекания аэродинамических профилей потоками жидкости или газа?

2. Дайте определение аэродинамического профиля. И приведите его геометрические характеристики.

3. Почему при обтекании двояковыпуклого симметричного профиля идеальным газом подъёмная сила не возникает? Опишите процесс возникновения подъёмной силы на аэродинамическом профиле.

4. Опишите влияние угла атаки на подъемную силу аэродинамического профиля.

5. Какие еще факторы влияют на подъемную силу аэродинамического профиля?

РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Валландер, С. В. Лекции по гидроаэромеханике [Электронный ресурс]: учеб. пособие / С.В. Валландер. – Л.: Изд-во Ленингр. ун-та, 1978. – 296 с. – Режим доступа: <http://booksshare.net/books/physics/vallander-sv/1978/files/lexciiroaerogidromehhanike1978.pdf> – 12.10.2021

2. Колесниченко, В.И. Введение в механику несжимаемой жидкости [Электронный ресурс]: учеб. пособие / В.И. Колесниченко, А.Н. Шарифулин. – Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2019. – 127 с. – РЕЖИМ ДОСТУПА: <https://eruditor.io/file/3243459/> – 12.12.2021

3. Ефимов, В.В. Основы авиации [Электронный ресурс]: учебное пособие / В.В. Ефимов. – М.: Изд-во Московского государственного техн. ун-та гражданской авиации, 2003. – 64 с. – Режим доступа: <https://eruditor.io/file/1205430/> – 27.06.2022

4. Бетяев, С.К. Задачи обтекания и истечения, аэродинамическое проектирование [Электронный ресурс]: учеб. пособие / С.К. Бетяев – Ижевск: Изд-во института компьютерных исследований, 2015. – 455 с. – РЕЖИМ ДОСТУПА: www.iprbookshop.ru/69352.html – 11.10.2021

5. Печенюк, А.В. Численное моделирование обтекания крыла конечного размаха с аэродинамическим профилем НАСА-2406 потоком несжимаемой жидкости при малых числах Маха [Электронный ресурс] / А.В. Печенюк. – Режим доступа: http://thesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_nasa_2406.pdf. – 27.06.2022

6. Comsol.ru [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – 01.09.1998 – Режим доступа: www.comsol.ru/support/knowledgebase/. – 10.10.2022.