



Международный журнал информационных технологий и
энергоэффективности

Сайт журнала:

<http://www.openaccessscience.ru/index.php/ijcse/>



УДК 621.45.015.4

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗНАЧЕНИЯ ТЯГИ И УДЕЛЬНОГО ИМПУЛЬСА КАМЕРЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ СРЕДСТВАМИ ПРОГРАММНОГО ПАКЕТА ANSYS

¹Савиных А.А., Марк М.А., Погорелов М.А., Юрьев В.А.

ФГБОУ ВО "БАЛТИЙСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
"ВОЕНМЕХ" ИМ. Д.Ф. УСТИНОВА", Санкт-Петербург, Россия (190005, город Санкт-
Петербург, 1-я Красноармейская ул., д.1), e-mail: ¹alex.savinyh02@mail.ru

Статья посвящается исследованию результирующих параметров течения камеры ракетного двигателя. Цель работы – выполнение комплекса работ по расчету и моделированию камеры ракетного двигателя. В процессе работы проводилось моделирование камеры ракетного двигателя, расчет течения продуктов сгорания с помощью программного пакета Ansys, сопоставление полученных результатов с параметрами аналитического расчета согласно проекторным пособиям. В результате проделанной работы произведен расчет течения продуктов сгорания в камере ракетного двигателя, а также произведено аналитическое сравнение параметров расчета Ansys и аналитического расчета.

Ключевые слова: Камера ракетного двигателя, течение продуктов сгорания, тяга, удельный импульс, Ansys, температура, давление, массовый расход, азотный тетраоксид, несимметричный демитилгидразин, Workbench, Fluent.

DETERMINING THE VALUE OF THRUST AND SPECIFIC IMPULSE OF A ROCKET ENGINE CHAMBER USING THE ANSYS SOFTWARE PACKAGE

¹ Savinykh A.A., Mark M.A., Pogorelov M.A., Yuryev V.A.

"BALTIC STATE TECHNICAL UNIVERSITY "VOENMEH" D.F. USTINOVA", St. Petersburg,
Russia (190005, Saint-Petersburg, 1st Krasnoarmeyskaya str., 1), e-mail: 1alex.savinyh02@mail.ru

The article is devoted to the study of the resulting parameters of the rocket engine chamber flow. The purpose of the work is to perform a set of works on the calculation and modeling of the rocket engine chamber. In the process of work, the rocket engine chamber was modeled, the combustion products flow was calculated using the Ansys software package, and the obtained results were compared with the parameters of the analytical calculation according to design manuals. As a result of the work done, the combustion products flow in the rocket engine chamber was calculated, and an analytical comparison of the Ansys calculation parameters and the analytical calculation was made.

Keywords: Rocket engine chamber, combustion flow, thrust, specific impulse, Ansys, temperature, pressure, mass flow, nitrogen tetroxide, unsymmetrical dimethylhydrazine, Workbench, Fluent.

Определение исходных параметров расчета

Исходными данными для проектирования являются следующие параметры:

- топливо – АТ+НДМГ (азотный тетраоксид + несимметричный диметилгидразин) с характеристиками согласно работе [3];
- тяга в пустоте 140 кН;
- давление на срезе сопла 0,007 МПа.

Таким образом, сведем все известные параметр в Таблицу 1.

Таблица 1 - Исходные параметры проектирования

Тяга в пустоте, кН	140
Давление на срезе сопла, МПа	0,007
Плотность АТ, кг/м ³	1441
Плотность НДМГ, кг/м ³	787

Дальнейший расчет проведен согласно методическим пособиям [4, 5] и программе Termogas. Результаты представлены в таблице 2 и на рисунке 1.

Таблица 2 - Результирующие параметры проектирования

Давление в камере сгорания (КС), МПа	8
Рабочее соотношение компонентов	2,078
Массовый расход в КС, кг/с	43
Температура в КС, К	3270
Газовая постоянная продуктов сгорания (ПС), Дж/(кг×К)	382
Показатель процесса	1,182
Удельный импульс КС, м/с	3188

```

: 1:Alfa: .67850: .67850: .67850: .67850: .67850: .67850:
: 2:K1 : 2.07756: 2.07756: 2.07756: 2.07756: 2.07756: 2.07756:
: 3:Pps : 7.00000: 3.97558: .00700: 8.00000: 4.53742: .00700:
: 4:Tps : 3267.16545: 3027.12404: 897.36191: 3275.89274: 3032.08054: 869.83883:
: 5:Ips : 91.10866: -587.32947: -4948.36990: 91.05287: -589.87992: -4993.48009:
: 6:Sps : 11.52128: 11.52125: 11.52127: 11.47021: 11.47024: 11.47021:
: 7:Mu : 21.74163: 21.89837: 22.13321: 21.75835: 21.91026: 22.13322:
: 8:Cp.r: 3.22911: 2.98910: 1.64418: 3.37566: 2.91415: 1.63378:
: 9:Cp.g: 3.22911: 2.98910: 1.92034: 3.37566: 2.91415: 1.92341:
:10:Cp.f: 2.08328: 2.06381: 1.64418: 2.08399: 2.06424: 1.63378:
:11:????: 382.41887: 379.68172: 375.65311: 382.12500: 379.47557: 375.65290:
:12:n : 1.18324: 1.18666: 1.29613: 1.18218: 1.18943: 1.29858:
:13:z : .00000: .00000: .00000: .00000: .00000: .00000:
:14:a : 1210.04877: 1164.56544: 661.00085: 1210.97099: 1166.75779: 651.39934:
:15:Nu : .00010: .00009: .00004: .00010: .00009: .00004:
:16:Al.g: .34075: .32002: .10599: .34137: .32037: .10273:
:17:Al.r: .52817: .46350: .12379: .55295: .45227: .12095:
:18:Pr : .59619: .59861: .57766: .59655: .59887: .57687:
:19:k.z: .00000: 1.17313: 1.23404: .00000: 1.17461: 1.23571:
:20:M : .00000: 1.00021: 4.80278: .00000: 1.00017: 4.89531:
:21:Is : .00000: 1164.81494: 3174.64090: .00000: 1166.95452: 3188.80043:
:22:Ip : .00000: 2151.53275: 3280.82513: .00000: 2152.94023: 3291.27078:
:23:Beta: .00000: 1737.36383: .00000: .00000: 1738.40927: .00000:
:24:F.ud: .00000: 2.48195: 151.69176: .00000: 2.17301: 146.38621:
:25:F.* : .00000: 1.00000: 61.11801: .00000: 1.00000: 67.36559:

```

Рисунок 1 – Параметры продуктов сгорания в программе Termogas

Расчет газодинамического профиля камеры ракетного двигателя (КРД) производится согласно пособию [7] и имеет следующий вид (Рисунок 2).

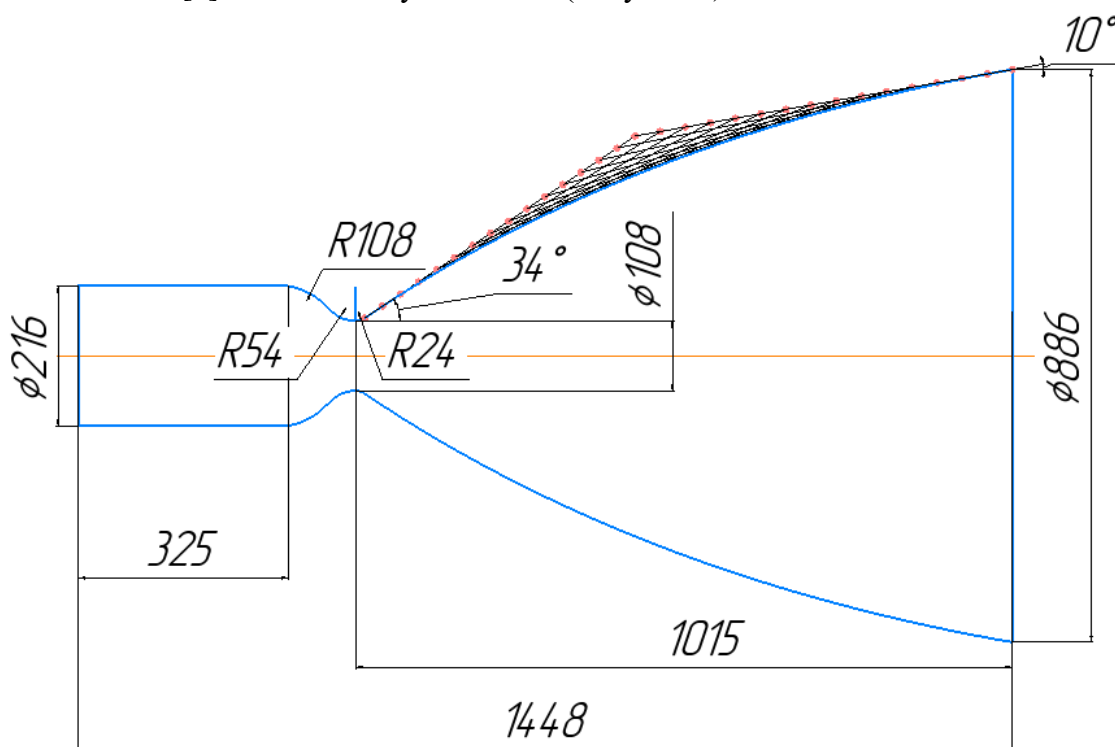


Рисунок 2 – Газодинамический профиль КРД

Эти параметры КРД являются исходными для моделирования процессов в программном пакете Ansys.

Моделирование расчетной области и расчет течения в программе Ansys

Для начала построим модель камеры и расчетной области в 2D, используя программу Компас, согласно исходным данным. Расчет будет выполняться посредством осесимметричного 2D тела, а не воспроизведением полноразмерной 3D модели, так как это экономит вычислительные затраты. Полученный результат представлен на рисунках 3-4. Файл сохраняем в формате x.t.

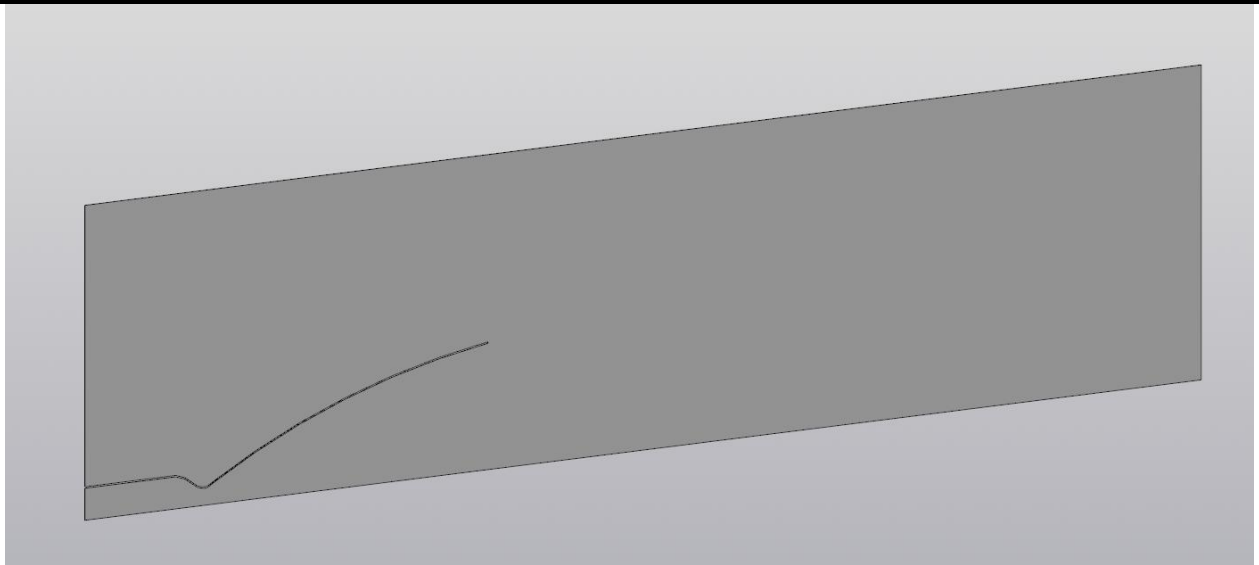


Рисунок 3 – Модель расчетной области в Компас

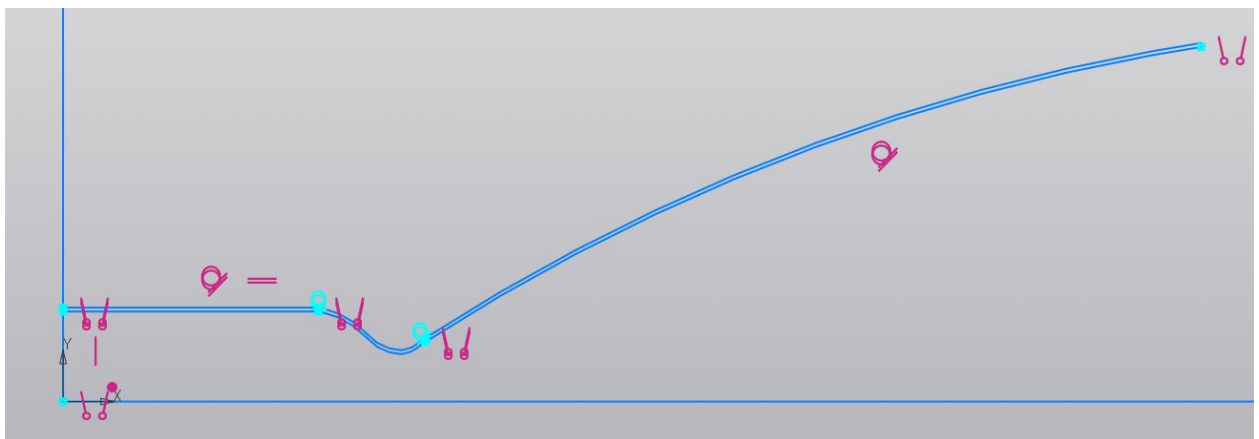


Рисунок 4 – Эскиз газодинамического профиля КРД

Затем переходим в программу Ansys, где итоговое окно Workbench выглядит следующим образом (рисунок 5). Расчет проведен согласно методическим пособиям [1, 2, 6, 8].

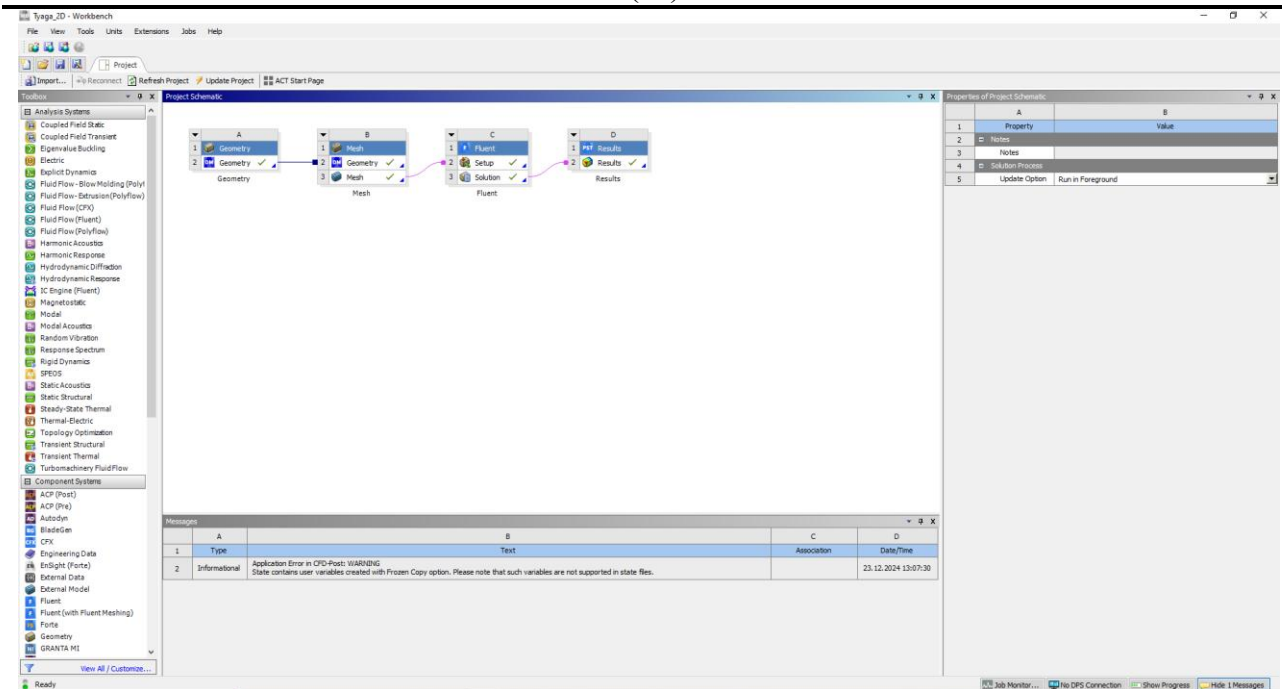


Рисунок 5 – Рабочее окно Workbench (итоговый)

В программном пакете Ansys нам необходимо:

1. задать геометрию;
2. построить сетку;
3. провести расчет течения;
4. сравнить полученные результаты с аналитическими.

Открываем модуль Geometry с помощью DesignModeler и выполняем следующий порядок операций:

1. импортировать построенную геометрию;
2. переопределить толщину пластины до 0 м с помощью функции Thin;
3. определить с помощью функции Named Selection входную границу (inlet), выходную (outlet), стенку (wall) и ось вращения (axis);
4. задать дополнительные построения в Sketching и разделить поверхность на подповерхности с помощью Face split для дальнейшего формирования сетки с областями разноразмерных ячеек;
5. переопределить расчетную область с твердого тела (solid) на жидкое (fluid).

Результаты операций представлены на Рисунках 6-9.

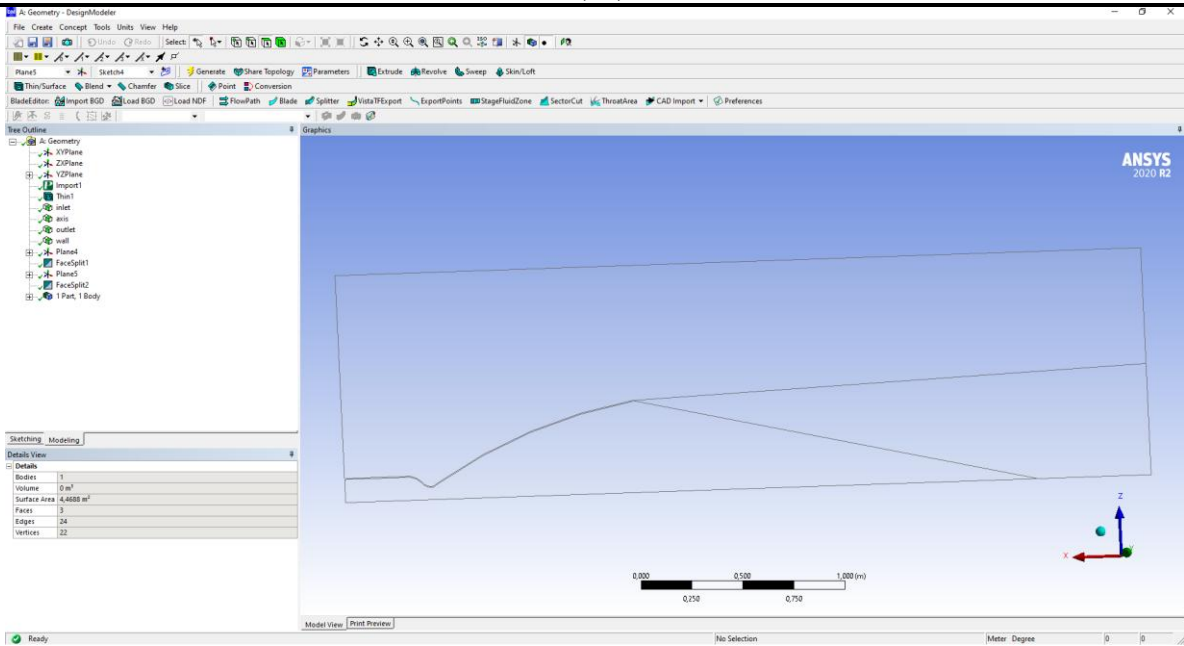


Рисунок 6 – Модель расчетной области в Geometry

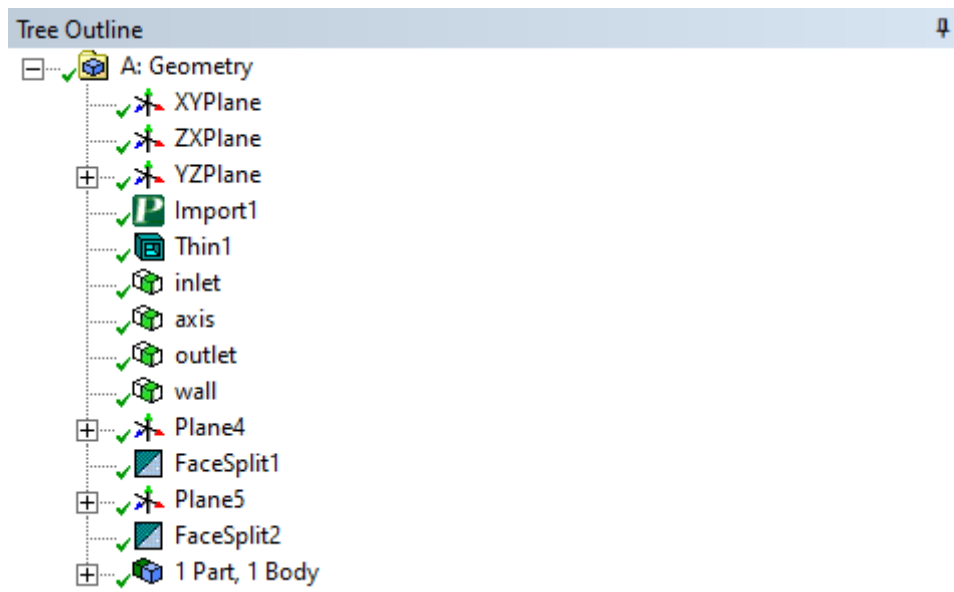


Рисунок 7 – Дерево модели в Geometry

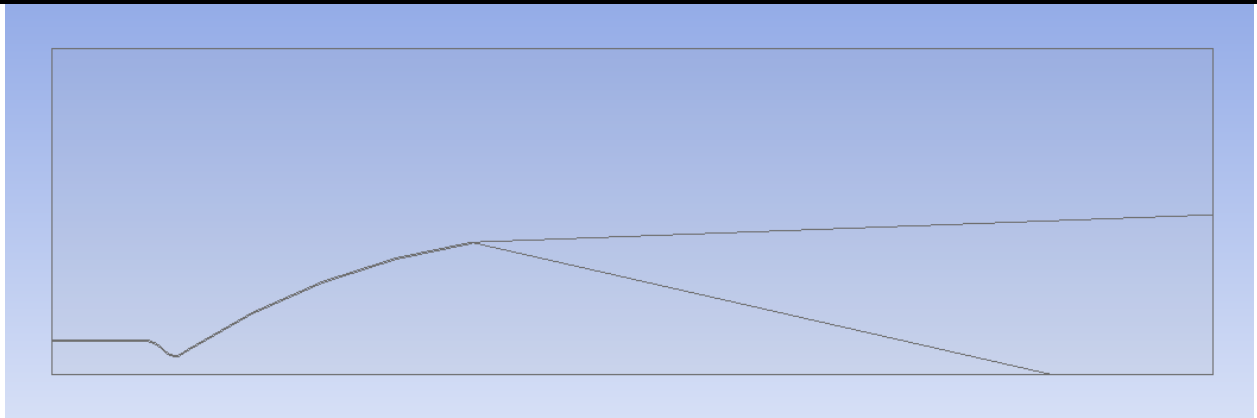


Рисунок 8 – Расчетная область после дополнительных построений

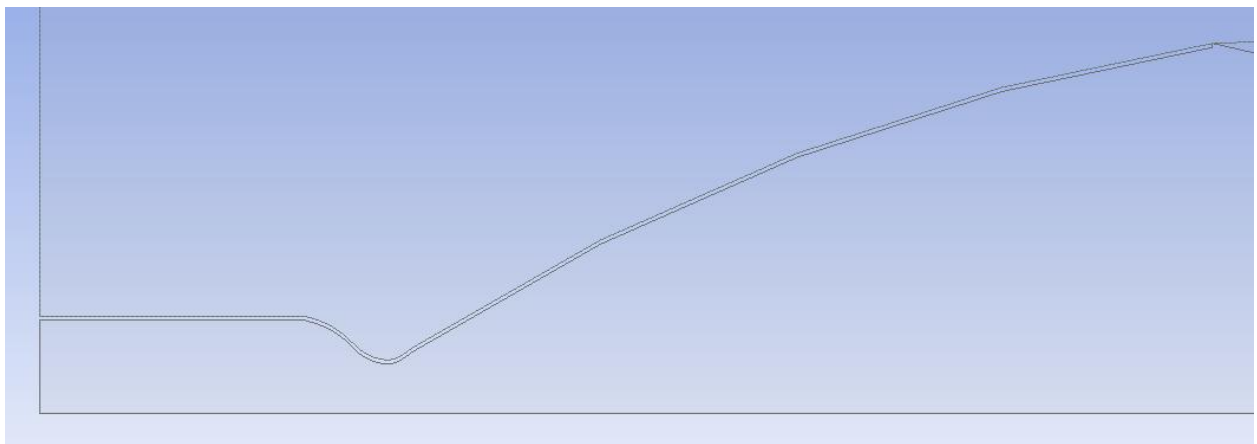


Рисунок 9 – Увеличенный вид стенки (wall) расчетной области

Завершив операции в модуле Geometry, переходим в окне Workbench в сеточный построитель Mesh. Здесь нам необходимо:

1. через операцию Face Sizing выставить элементарный размер ячеек для трех полученных с помощью дополнительных построений в модуле Geometry областей;
2. задать сгущение сетки в зоне пограничного слоя КС операцией Inflation;
3. проверить Named Selection на соответствие заданным ранее входной границы (inlet), выходной (outlet), оси (axis) и стенки (wall).

Результаты перечисленных выше операций представлены на рисунках 10-18.

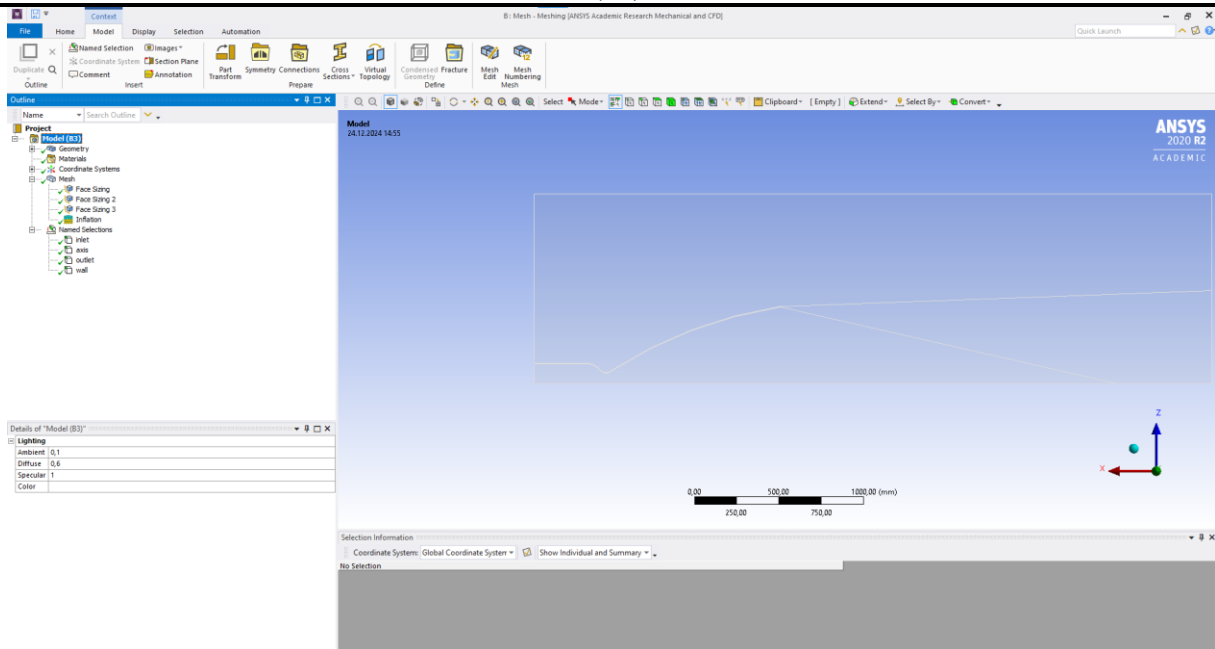


Рисунок 10 – Рабочее окно Mesh

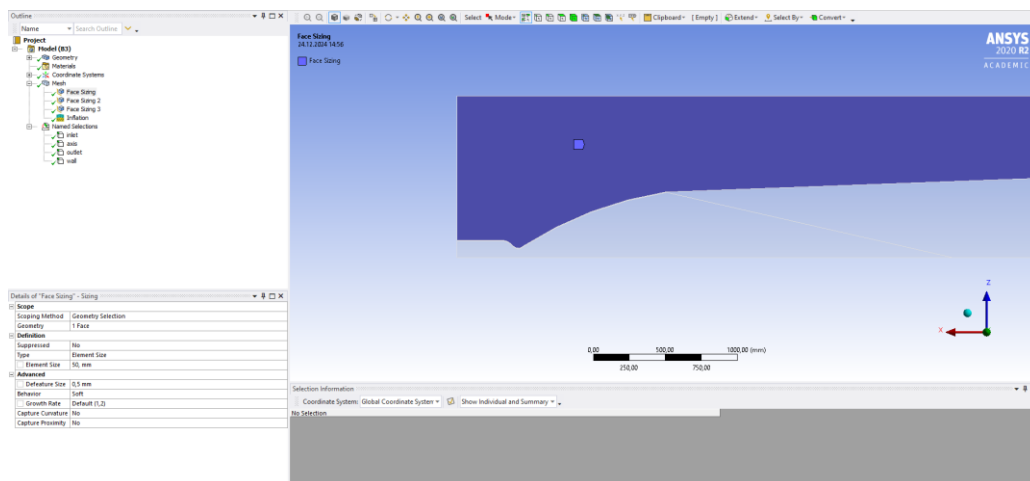


Рисунок 11 – Настройка первой области в Face Sizing

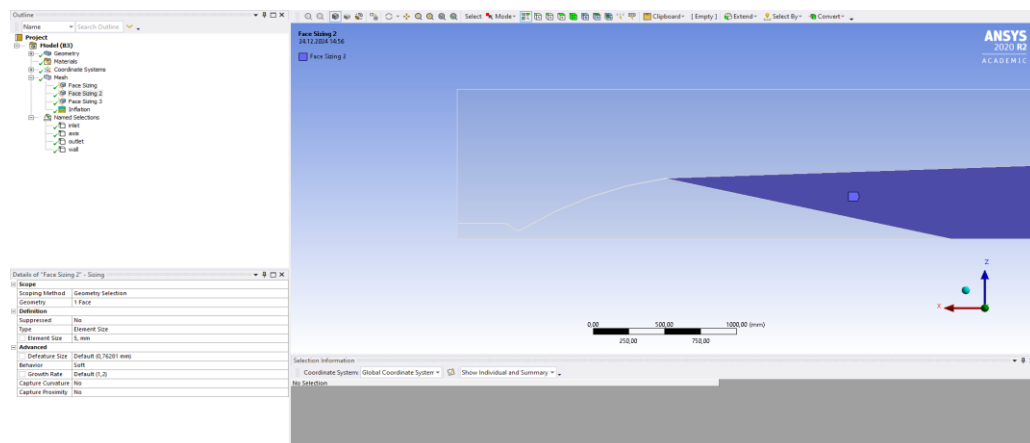


Рисунок 12 – Настройка второй области в Face Sizing

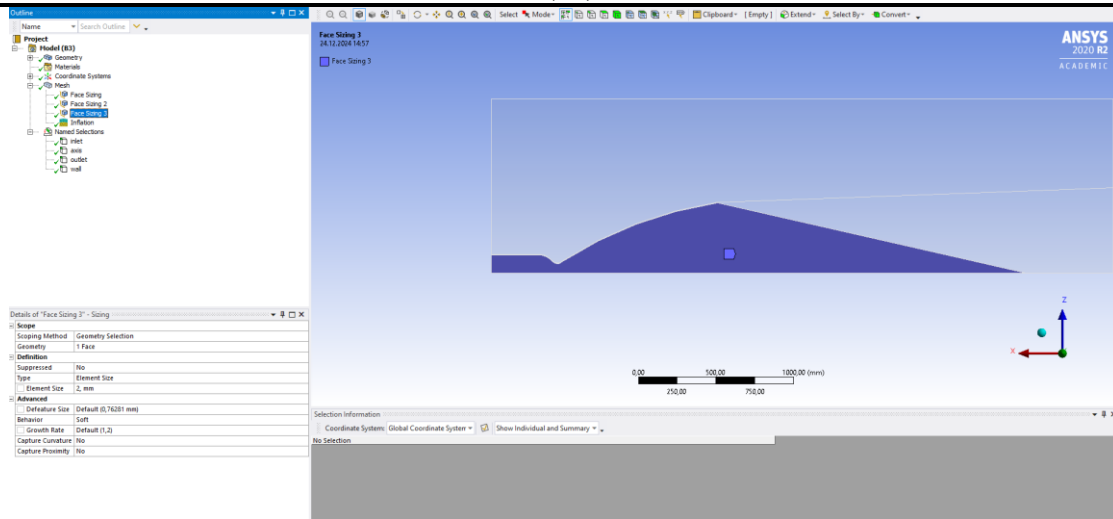


Рисунок 13 – Настройка третьей области в Face Sizing

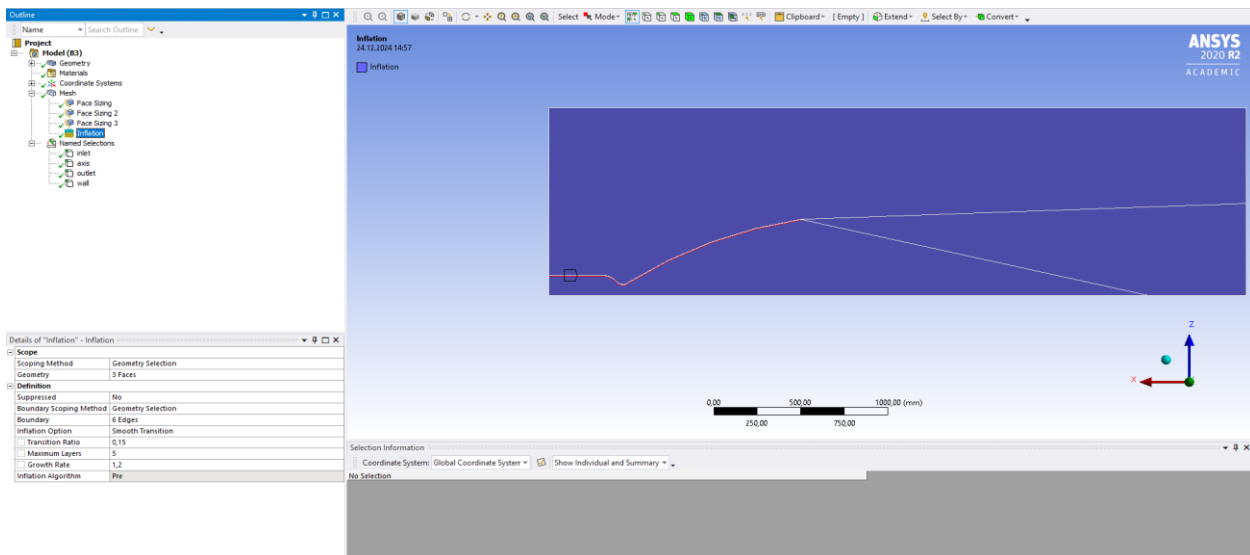


Рисунок 14 – Задание сгущения возле стенки (wall) через Inflation

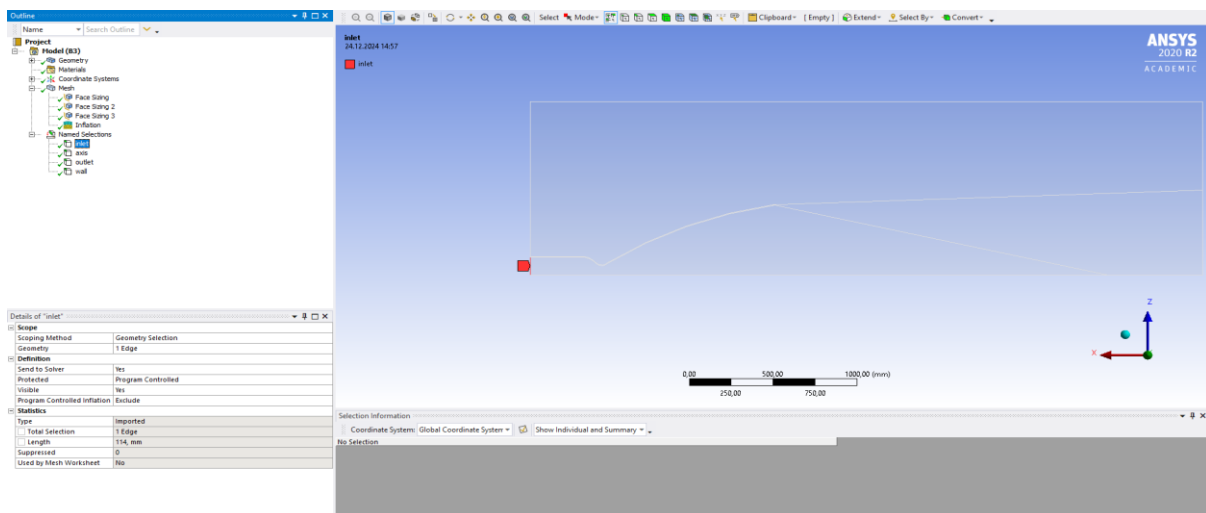


Рисунок 15 – Проверка правильности задания Inlet

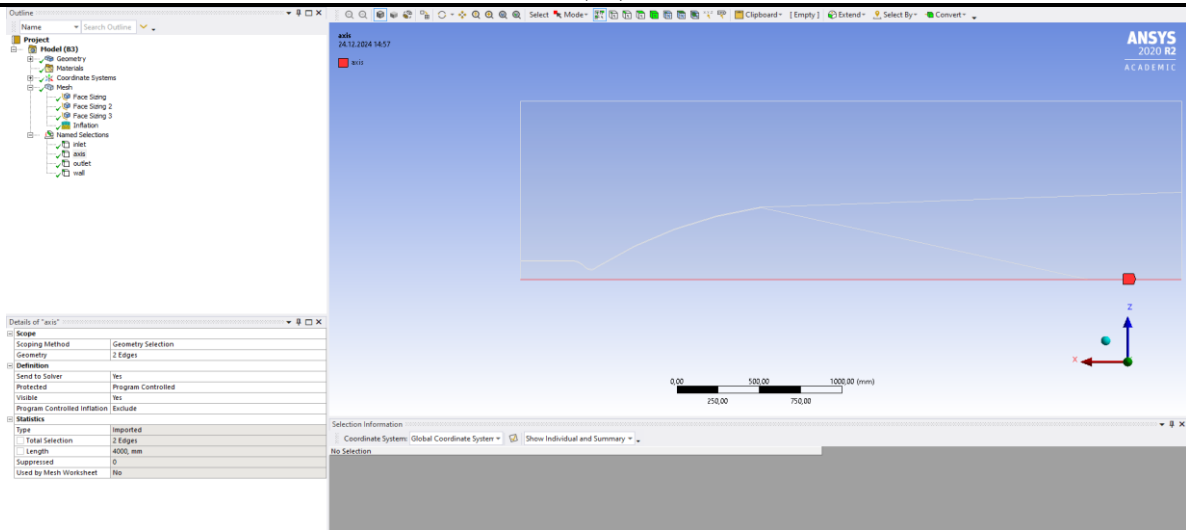


Рисунок 16 – Проверка правильности задания Axis

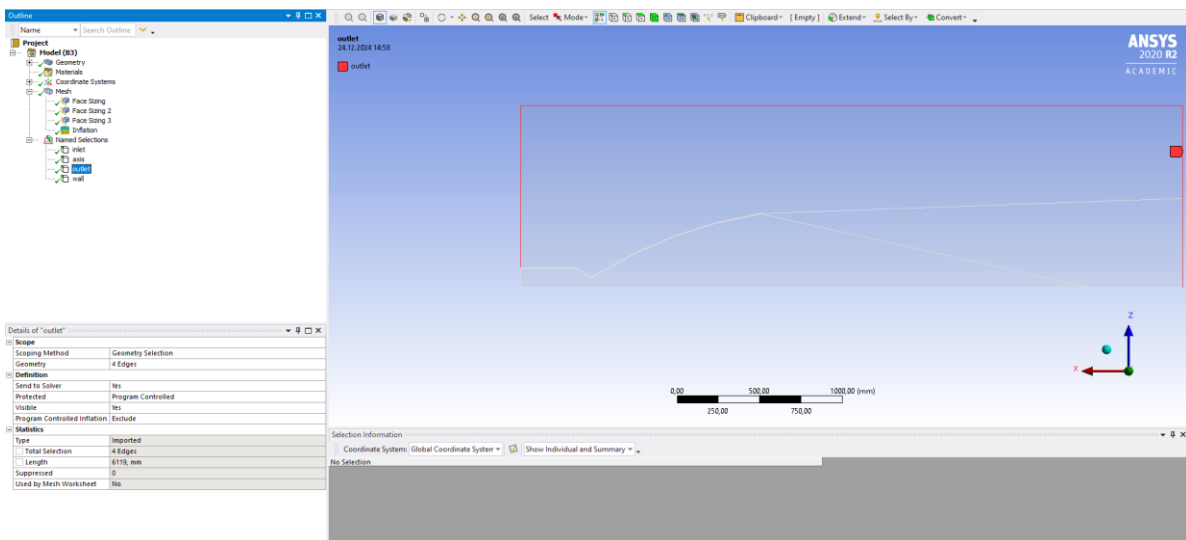


Рисунок 17 – Проверка правильности задания Outlet

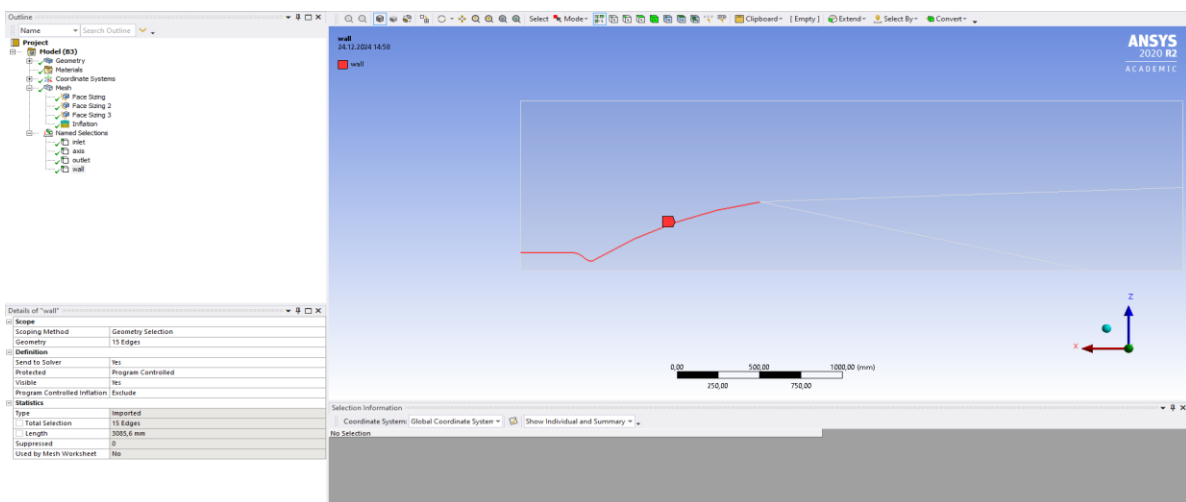


Рисунок 18 – Проверка правильности задания Wall

В результате запуска сеточного построителя программа выдала следующий результат – рисунки 19-21.

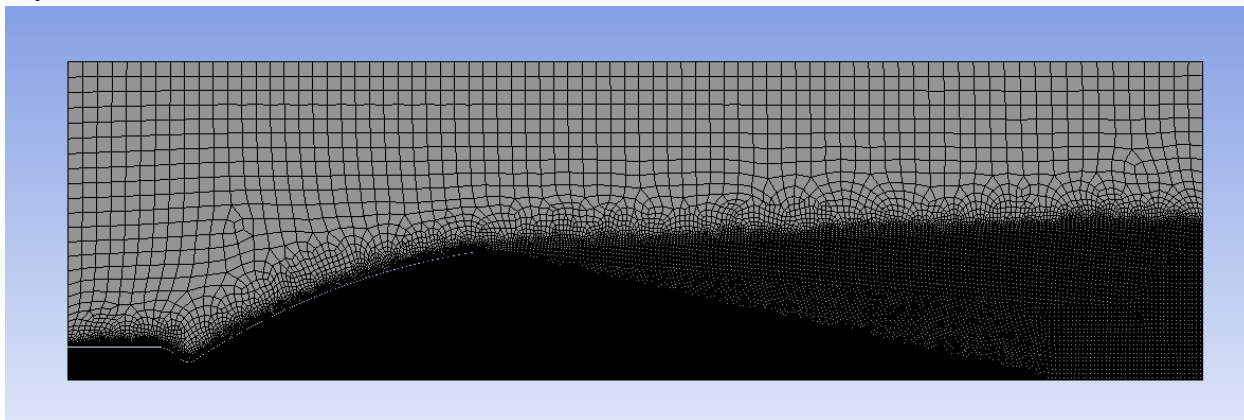


Рисунок 19 – Сетка расчетной области

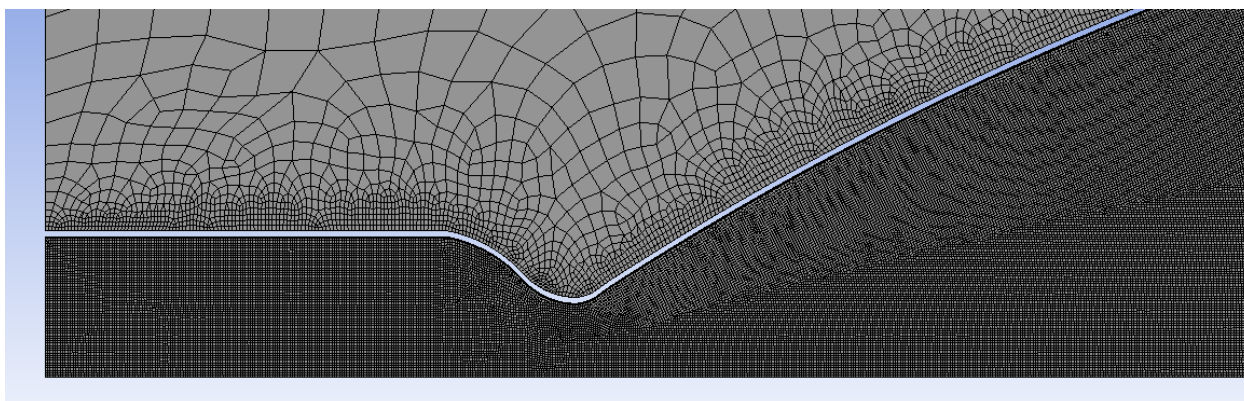


Рисунок 20 – Увеличенный вид сетки в зоне КС

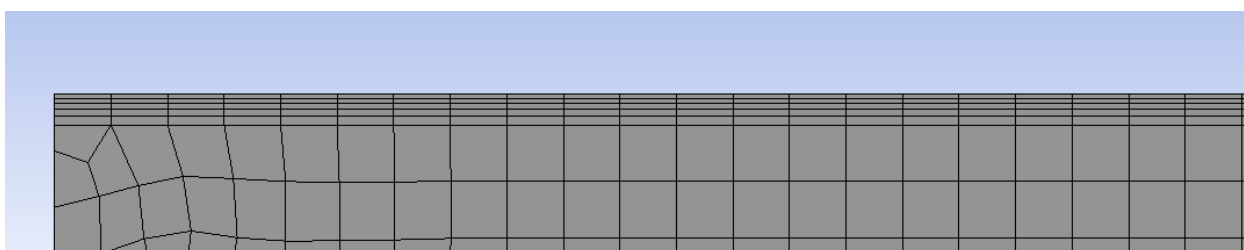


Рисунок 21 – Результат сгущения сетки возле стенки КС

После завершения построения сетки переносим результаты и переходим в модуль Fluent. В модуле Fluent выполняем следующие шаги:

1. выставляем осесимметричное тело (axisymmetric);
2. включаем модель Energy и модель турбулентности SST k-omega;
3. задаем параметры газа, на основе ПС (рисунок 1);
4. в Cell Zone Conditions выставляем параметр окружающего давления 0 Па, так как двигатель второй ступени (значение давления на срезе сопла согласно исходным данным 0,007 МПа);

5. в Boundary Conditions выставляем параметры Pressure-Inlet и Pressure-Outlet;
6. задаем методику расчета;
7. проводим инициализацию;
8. запускаем решатель с определенным количеством итераций.

Перечисленные шаги представлены на рисунках 22-32. Исходные данные для газа и для граничных условий принимались из результирующих параметров программы TermoGas для ПК (Рисунок 1) и расчета согласно пособию (Таблица 2).

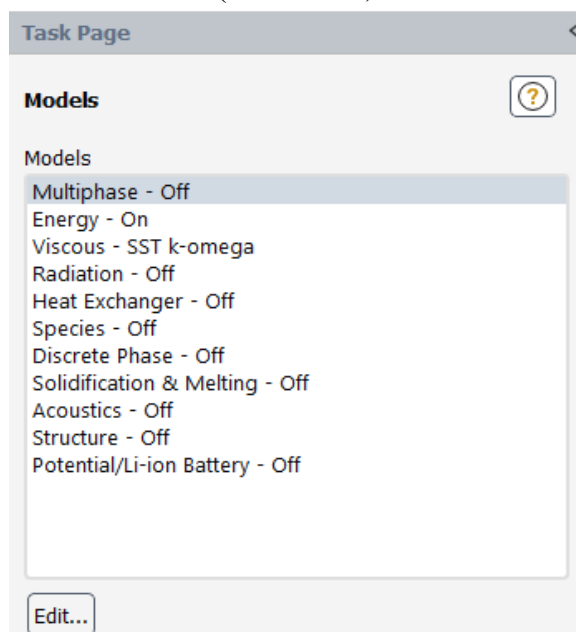


Рисунок 22 – Настройки расчетной модели

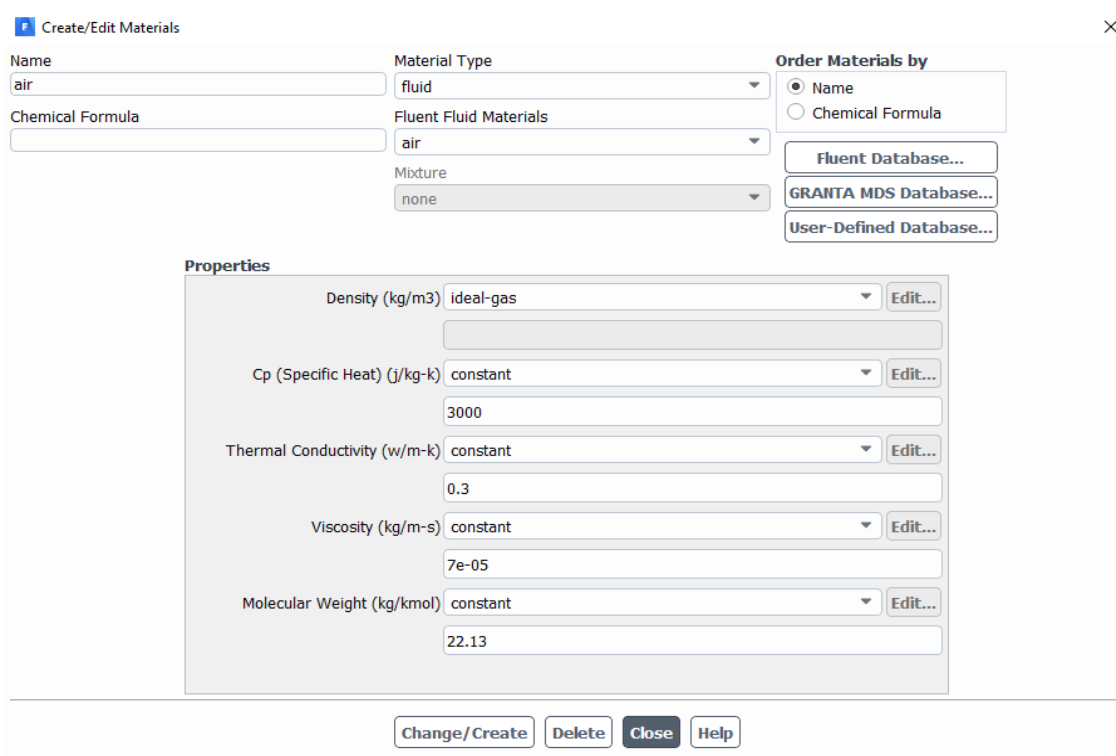


Рисунок 23 – Задание параметров газа на основе ПК

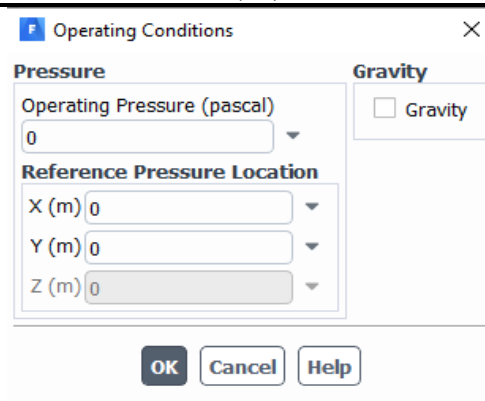


Рисунок 24 – Настройка условий эксплуатации

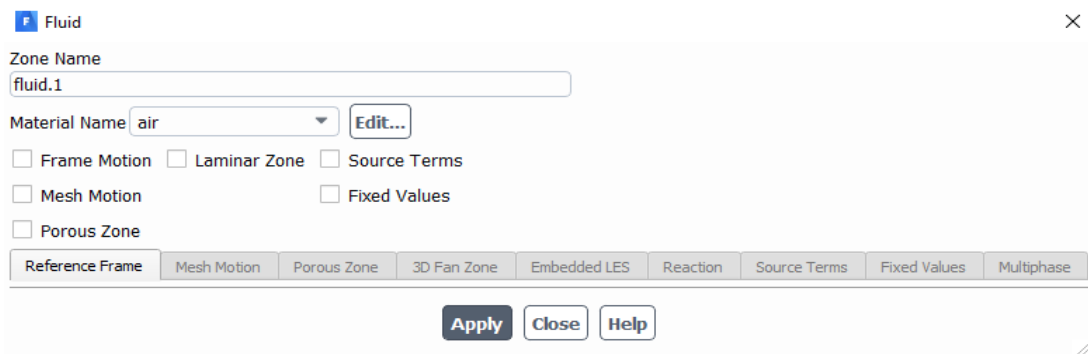


Рисунок 25 – Применение заданного материала для расчетной области

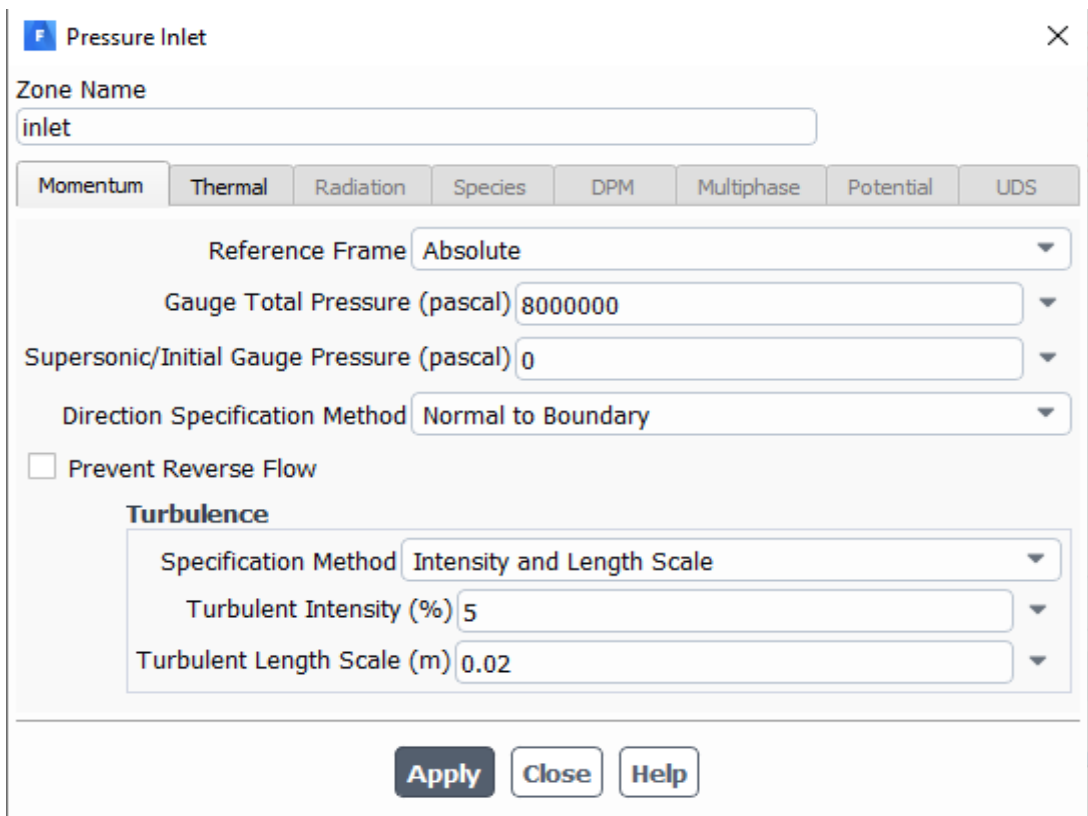


Рисунок 26 – Задание входных условий (давления)

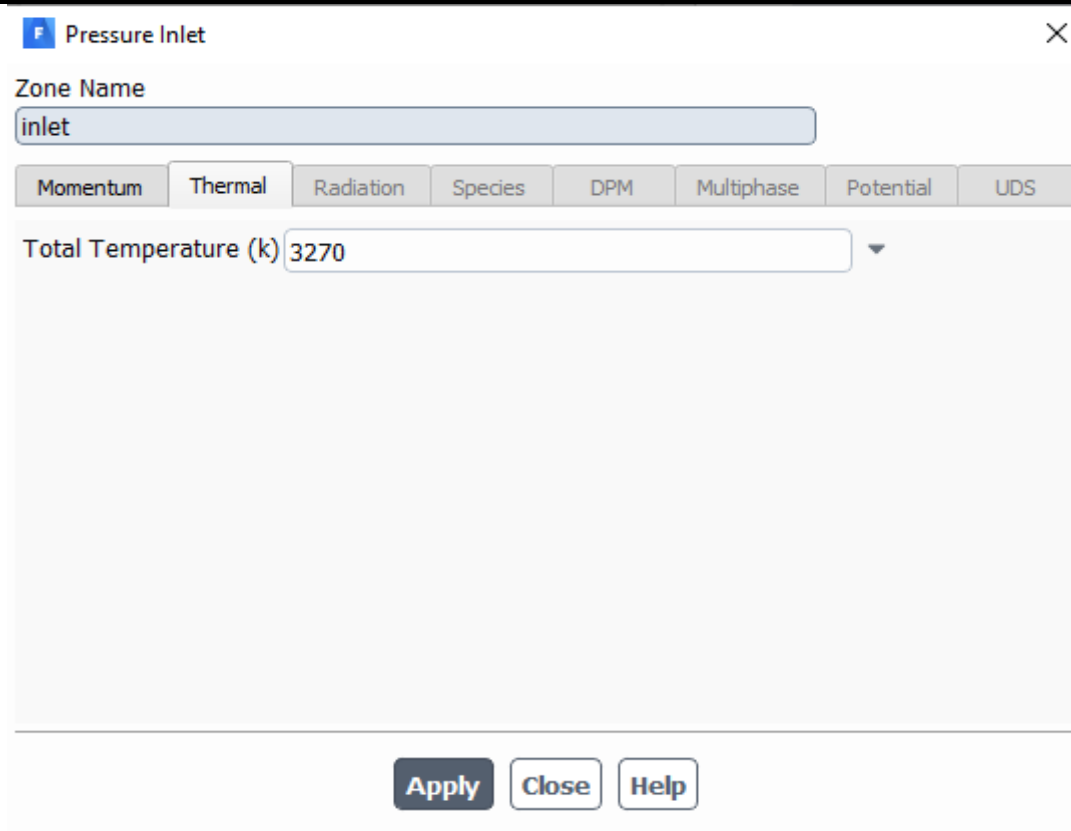


Рисунок 27 – Задание входных условий (температуры)

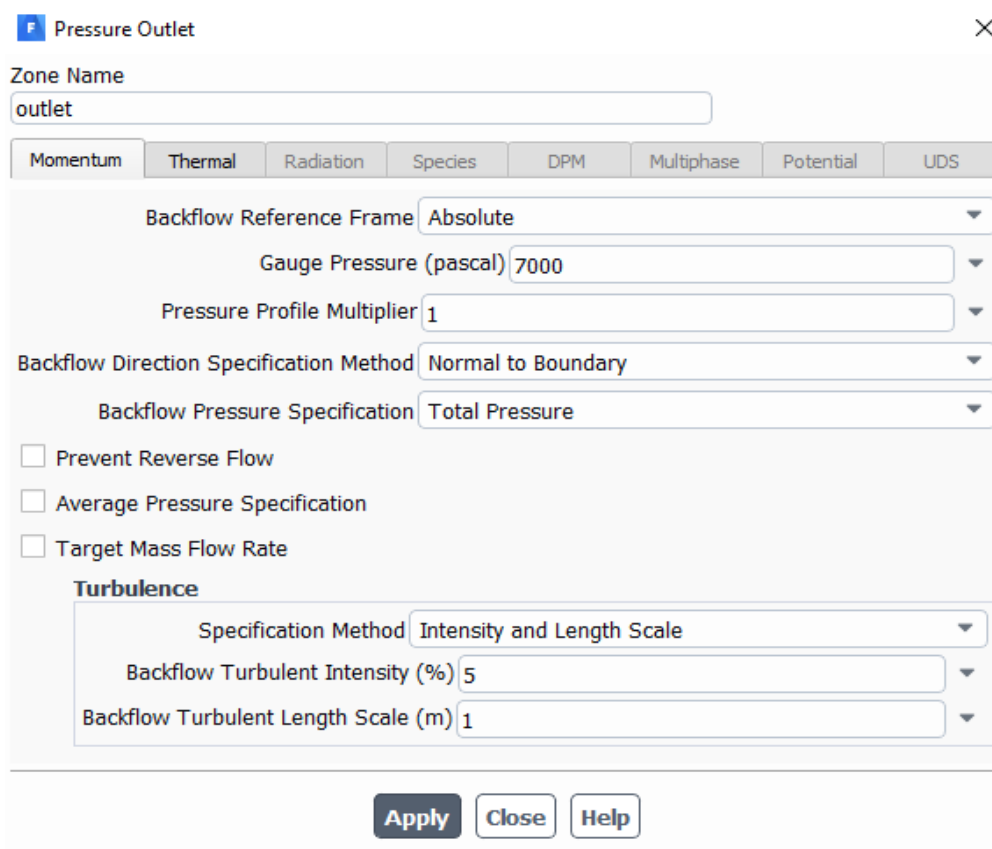


Рисунок 28 – Задание выходных условий (давления)

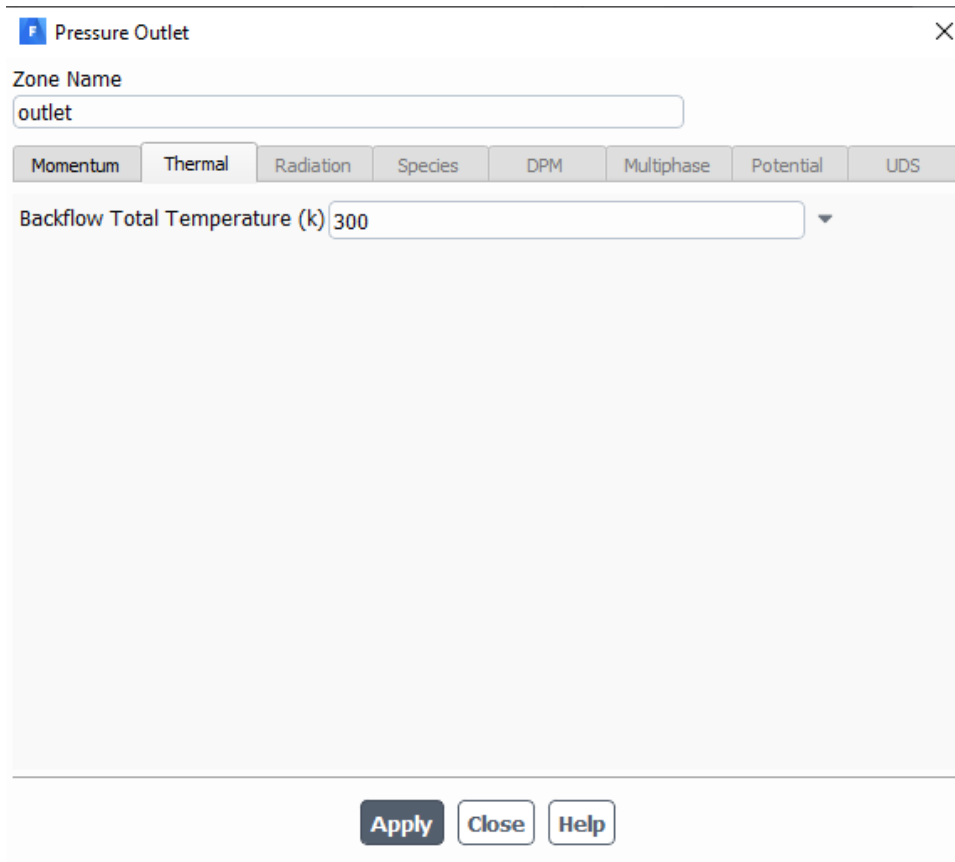


Рисунок 29 – Задание выходных условий (температуры)

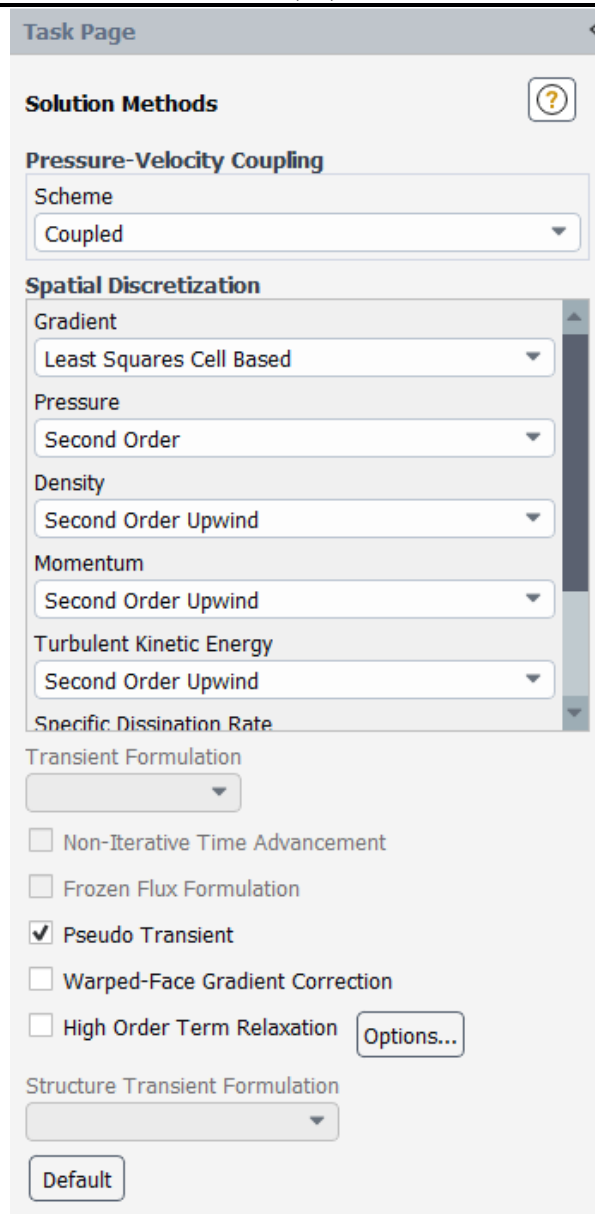


Рисунок 30 – Настройка метода решения задачи

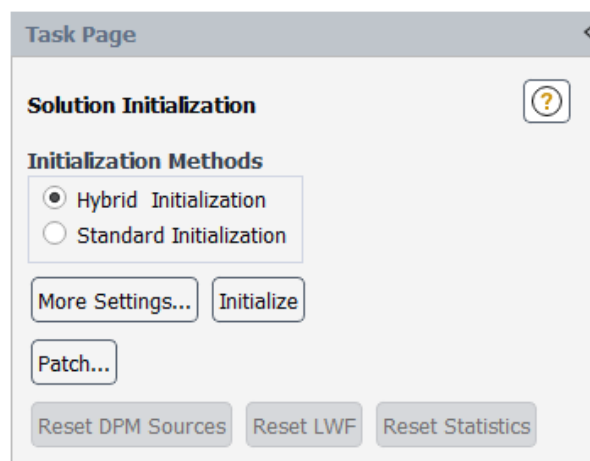


Рисунок 31 – Проведение гибридной инициализации

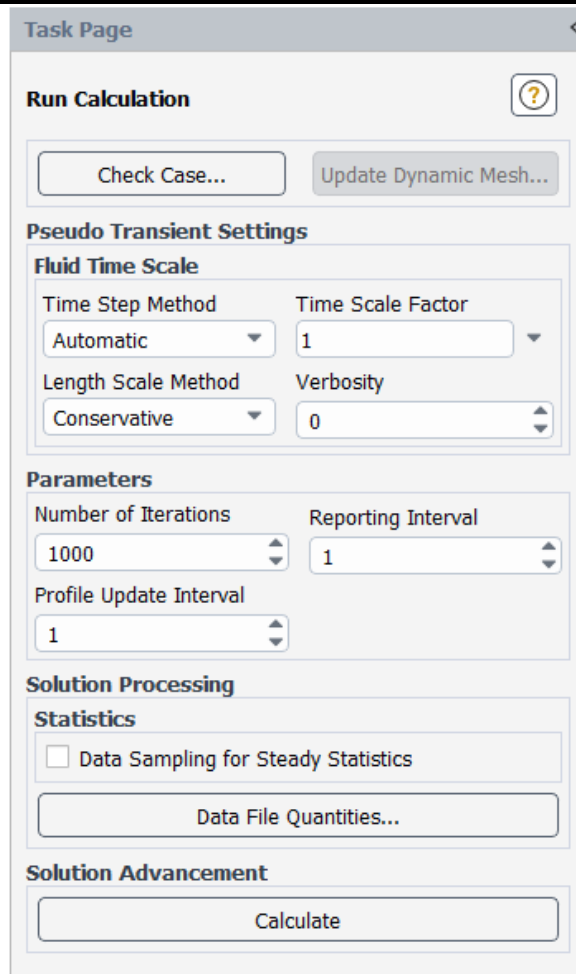


Рисунок 32 – Запуск решателя с 1000 итераций

Таким образом, после завершения расчета, мы получили картины течения для различных параметров и их численные значения. Картины течения представлены на рисунках 33-36.

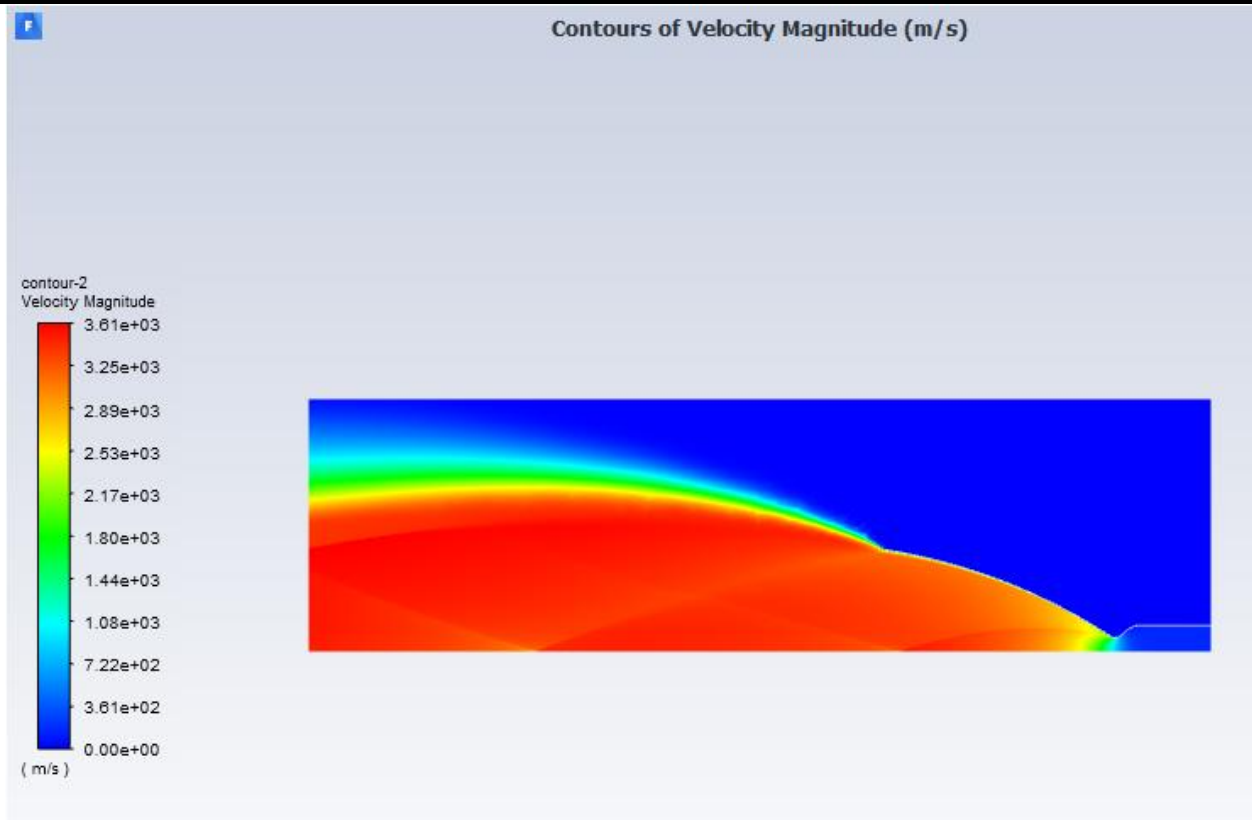


Рисунок 33 – Эпюра параметра скорости

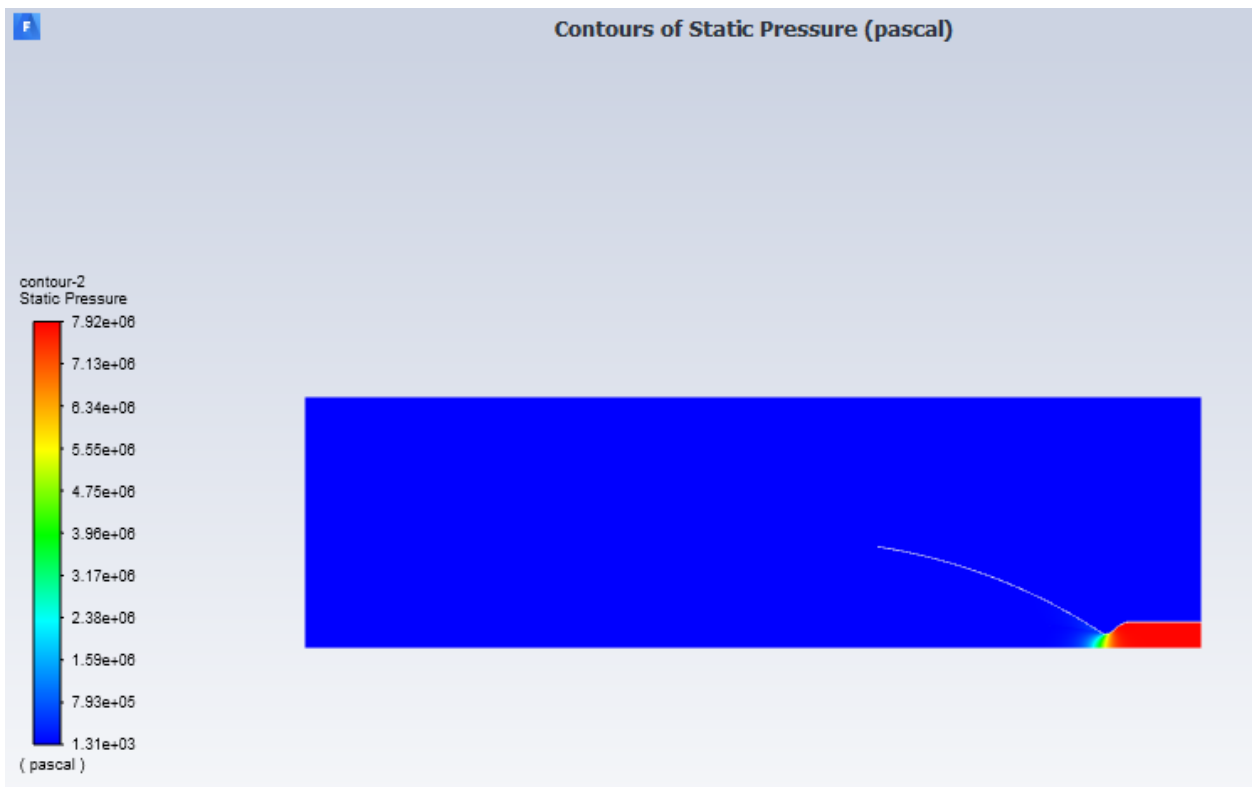


Рисунок 34 – Эпюра параметра давления

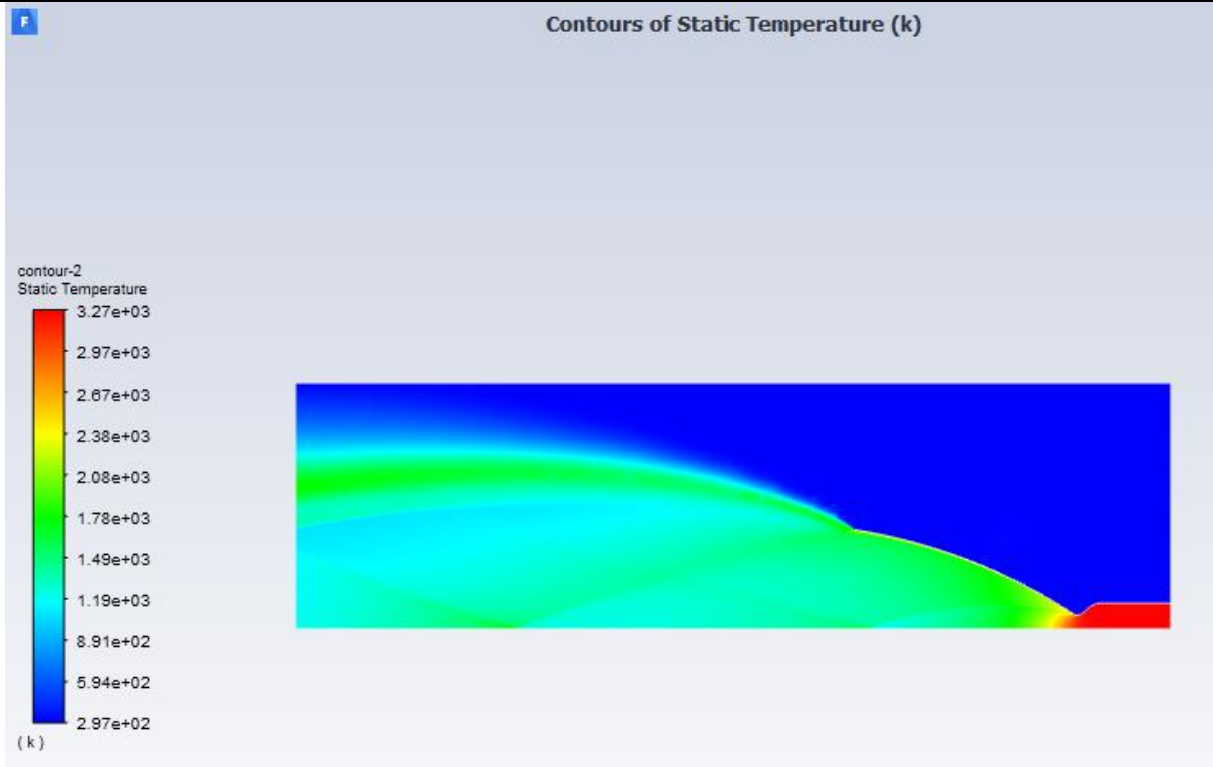


Рисунок 35 – Эпюра параметра температуры

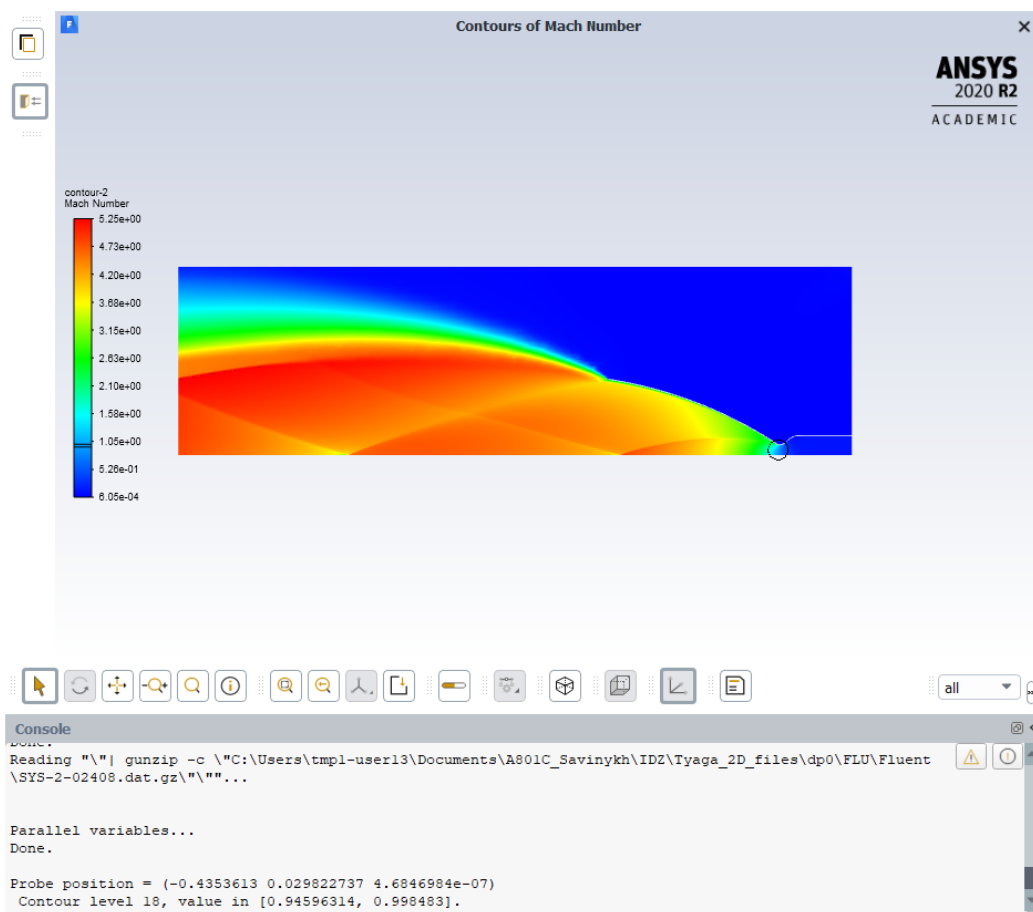


Рисунок 36 – Параметр Маха в критическом сечении

В заключение расчета переходим в модуль Results (Рисунок 37), где вычисляем тягу КРД (рисунок 39-40) путем задания новой переменной Variable 1 (Рисунок 38).

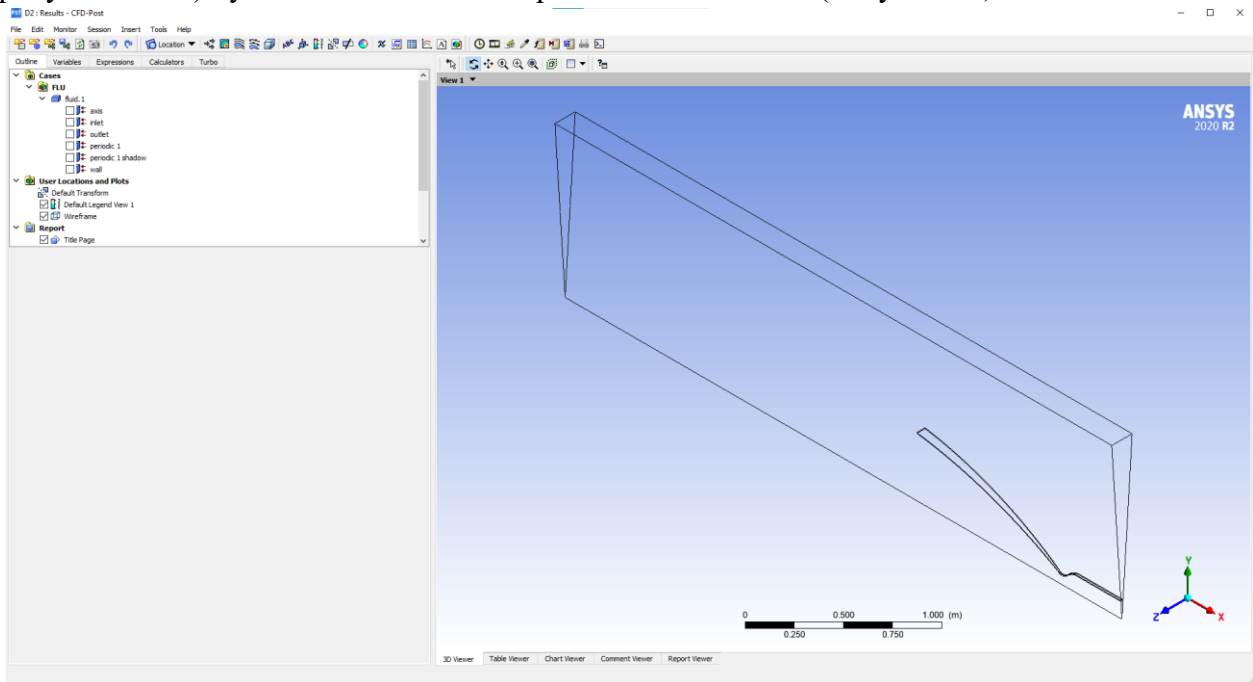


Рисунок 37 – Рабочее окно Results

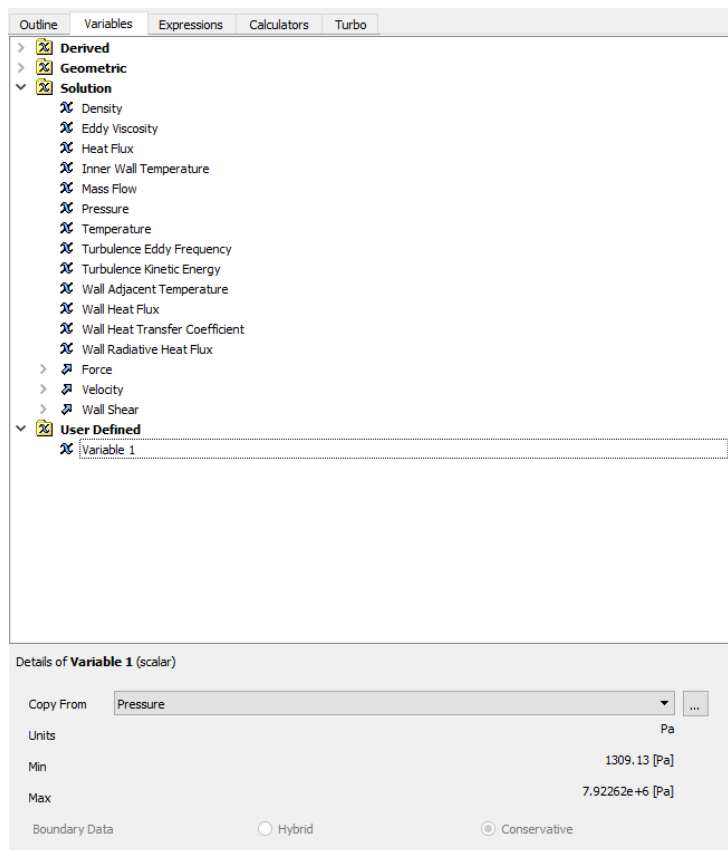


Рисунок 38 – Задание переменной Variable 1

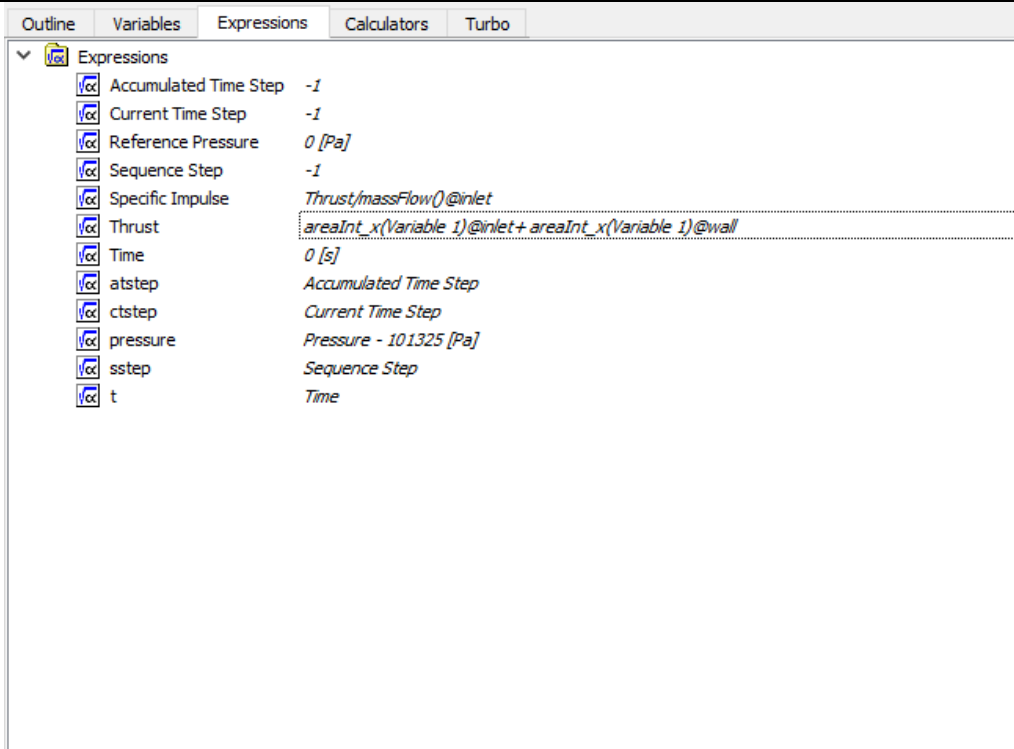


Рисунок 39 – Добавление нового уравнения Thrust (тяга)

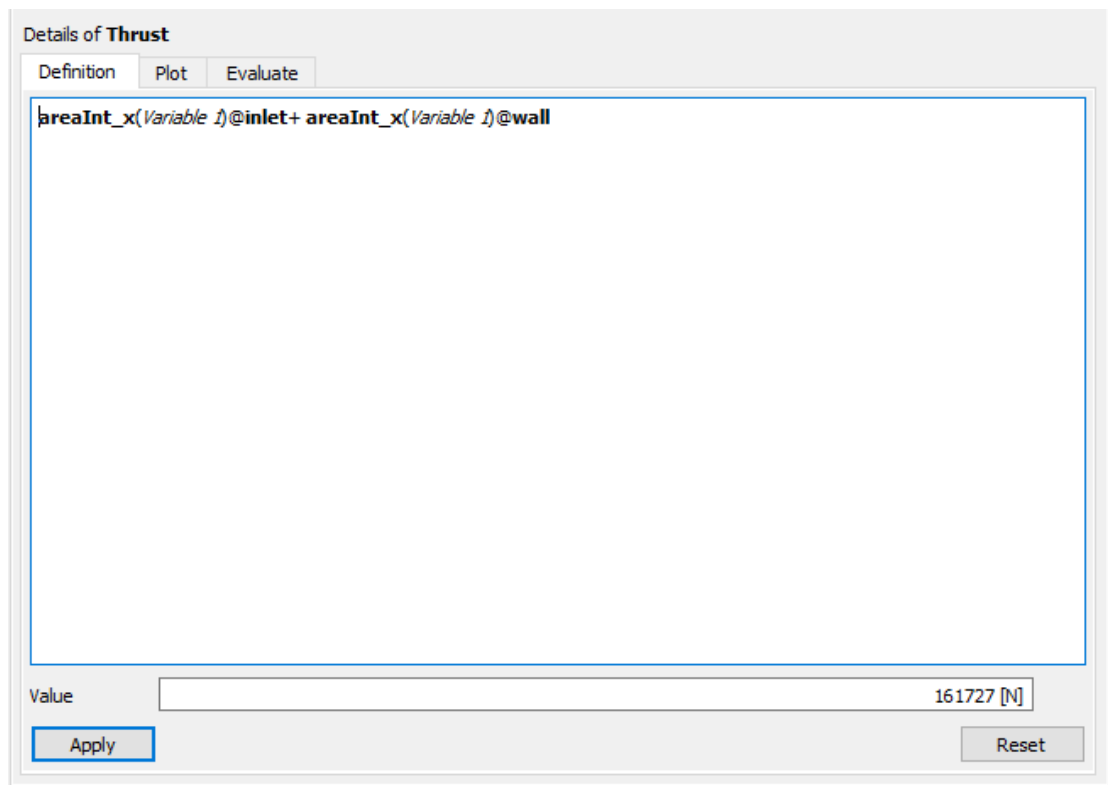


Рисунок 40 – Вычисление тяги

Согласно Рисунку 40, мы видим, что значение тяги примерно 160 кН, что превышает принятое в ходе аналитического расчета значение – 140 кН. Такая погрешность может быть

вызвана несоответствием рассчитанного программой Ansys массового расхода и полученного аналитически. В таком случае сравним удельные импульсы. Для этого разделим тягу на массовый расход (Рисунок 42), посчитанный программой самостоятельно для данной задачи (Рисунок 41).

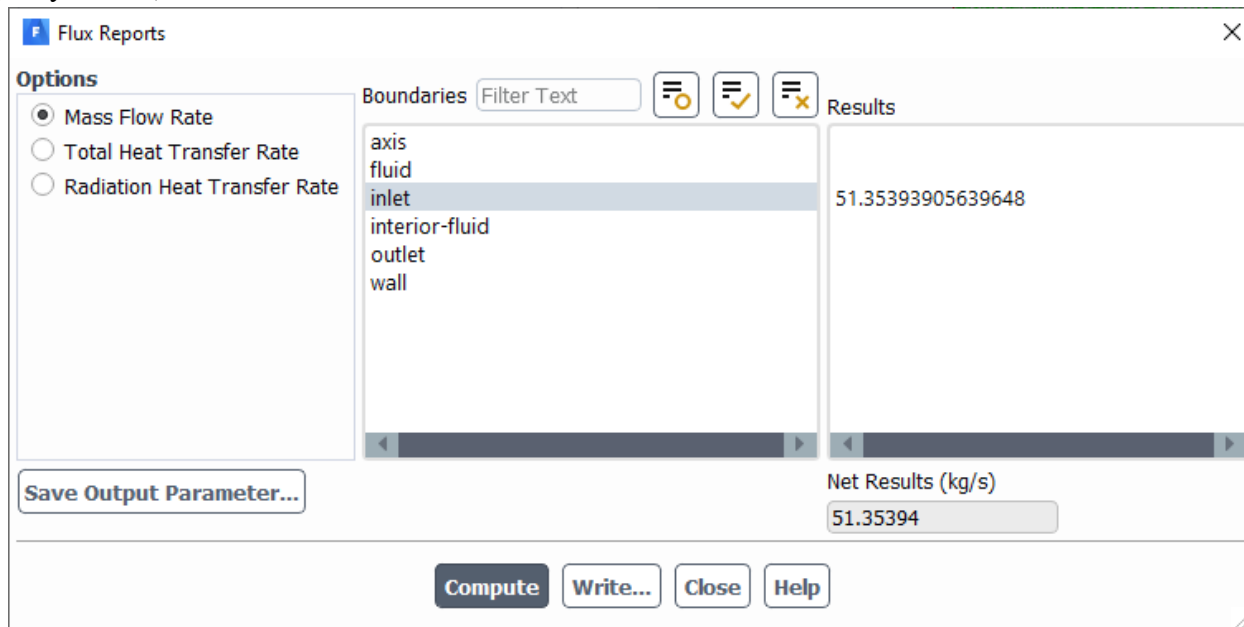


Рисунок 41 – Параметр массового расхода на входной границе согласно программе Ansys

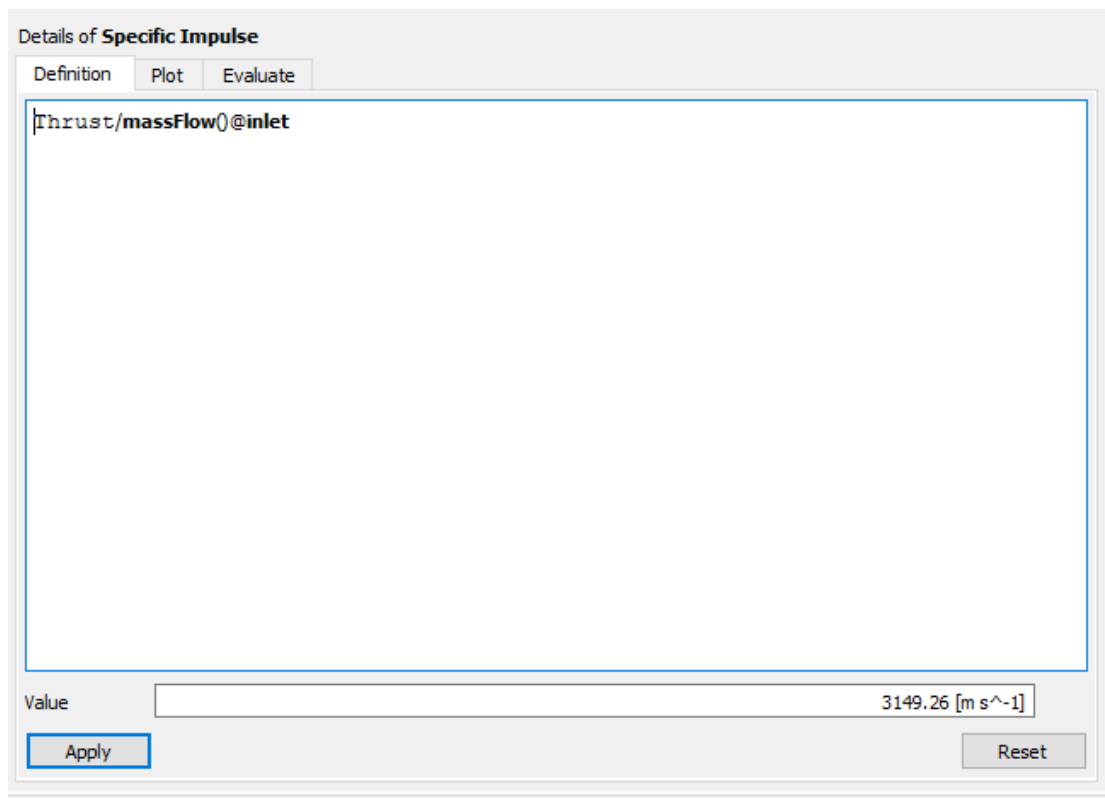


Рисунок 42 – Расчет удельного импульса

В результате получено значение удельного импульса 3150 м/с, что соответствует в пределах погрешности (1.2%) аналитическому значению 3188 м/с, согласно Рисунку 1 и Таблице 2.

Таким образом, можно считать расчет с помощью программного пакета Ansys верным, а это дает возможность опираться на графические отображения параметров в любой точки расчетной области. Исходя из этого, можно делать выводы о целесообразности создания испытываемого изделия, а также своевременно обнаружить недочеты в конструкции.

Список литературы

1. Каплун А.Б. ANSYS в руках инженера [Текст] : практическое руководство / А. Б. Каплун, Е. М. Морозов, М. А. Олферьева. - М. : УРСС, 2003. - 270 с.
2. Каратушин С.И. ANSYS Workbench в деталях машин [Текст] : учебное пособие [для вузов] / С. И. Каратушин [и др.]. - Санкт-Петербург : [б. и.], 2019. - 55 с.
3. Левихин А.А. Рабочие тела и топлива ракетных двигателей: учебное пособие / А.А. Левихин, Л.П. Юнаков; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2015. – 78 с.
4. Пинчук В.А., Сиротко В.А. Основы проектирования двигателей летательных аппаратов: Учеб. пособие. Ч.1. Обоснование и выбор рабочих параметров двигательной установки / В.А. Пинчук, В.А. Сиротко. Л., 1990. 60 с.
5. Пинчук В.А. Энергетический расчет ЖРД с нагнетательными системами питания / В.А. Пинчук; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2018. – 90 с.
6. Побелянский А.В. Проектирование авиационных и ракетных двигателей с применением CAD/CAM/CAE – систем: учебное пособие / А.В. Побелянский, А.А. Левихин; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2019. – 62 с.
7. Потехин Е.С., Филимонов Ю.Н. Основы проектирования двигателей летательных аппаратов: Учеб. пособие. Ч.3. Проектирование камер / Е.С. Потехин, Ю.Н. Филимонов. 1990. 99 с.
8. Шаблий Л.С. Компьютерное моделирование типовых гидравлических и газодинамических процессов двигателей и энергетических установок в ANSYS Fluent: учеб. пособие / Л.С. Шаблий, А.В. Кривцов, Д.А. Колмакова. – Самара: Изд-во Самар. ун-та, 2017. – 108 с.

References

1. Kaplun A.B. ANSYS in the hands of an engineer [Text]: a practical guide / A. B. Kaplun, E. M. Morozov, M. A. Olferyeva. - M.: URSS, 2003. - 270 p.
2. Karatushin S.I. ANSYS Workbench in machine parts [Text]: a tutorial [for universities] / S. I. Karatushin [et al.]. - St. Petersburg: [b. and.], 2019. - 55 p.
3. Levikhin A.A. Working fluids and fuels of rocket engines: a tutorial / A.A. Levikhin, L.P. Yunakov; Baltic state tech. univ. - St. Petersburg, 2015. - 78 p.
4. Pinchuk V.A., Sirotko V.A. Fundamentals of Aircraft Engine Design: Textbook. Part 1. Justification and Selection of Operating Parameters of the Propulsion System / V.A. Pinchuk, V.A. Sirotko. L., 1990. 60 p.
5. Pinchuk V.A. Energy Calculation of Liquid Rocket Engines with Pressurized Fuel Systems / V.A. Pinchuk; Baltic State Tech. Univ. – St. Petersburg, 2018. – 90 p.

6. Pobelyansky A.V. Design of Aircraft and Rocket Engines Using CAD/CAM/CAE Systems: Textbook / A.V. Pobelyansky, A.A. Levikhin; Baltic State Tech. Univ. – St. Petersburg, 2019. – 62 p.
 7. Potekhin E.S., Filimonov Yu.N. Fundamentals of Aircraft Engine Design: Textbook. Part 3. Design of Chambers / E.S. Potekhin, Yu.N. Filimonov. 1990. 99 p.
 8. Shabliy L.S. Computer Simulation of Typical Hydraulic and Gas-Dynamic Processes of Engines and Power Plants in ANSYS Fluent: textbook / L.S. Shabliy, A.V. Krivtsov, D.A. Kolmakova. - Samara: Publishing House of Samara University, 2017. - 108 p.
-