

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМ. Н. Э. БАУМАНА**

Кафедра «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»

(СМ-3)

**Численное определение параметров движения
аэродинамической модели в условиях рабочей части
дозвуковой аэродинамической трубы**

Студент:	Кирдяев Н.И.
Научный руководитель:	Слободянюк Д.М.
Научный консультант:	Сорокин К.Э.

Москва, 2025 г.

Оглавление

Введение.....	3
Описание геометрии АДТ Т-500 и расчётной области	4
Описание геометрии КУП.....	7
Численное моделирование в ПО <i>FlowVision</i>	9
Выводы	16
Список литературы	17

Введение

В данной работе определяются кинематические характеристики движения аэродинамической модели крышки узлов подвески (КУП) парашютного контейнера возвращаемого аппарата (ВА) пилотируемого транспортного корабля нового поколения (ПТК НП) в условиях рабочей части дозвуковой аэродинамической трубы (АДТ) Т-500 кафедры СМЗ МГТУ им. Н.Э. Баумана, путём численного моделирования в отечественном программном комплексе (ПК) *FlowVision*.

Анализ траектории отделяемого конструктивного элемента (ОКЭ) критически важен для обеспечения безопасности ВА. Это связано с риском соударения ОКЭ с корпусом аппарата после их отделения, что может привести к неправильному вводу парашютной системы, повреждению теплозащитного покрытия или нарушению аэродинамического облика ВА.

Цель данной работы заключается в определении аэродинамических и кинематических характеристик КУП в условиях рабочей части АДТ Т-500.

Для достижения поставленной цели решаются следующие **задачи**:

1. Создать 3Д-геометрию части контура АДТ Т-500;
2. Провести расчёт в двумерной постановке для определения влияния геометрии расчётной области (РО) на аэродинамические характеристики (АДХ) профиля крыла ЦАГИ В 12% (НАСА 0012) и на профиль скорости;
3. Выполнить исследование сеточной сходимости на оптимальной геометрии в двумерной постановке;
4. Провести расчёт в трехмерной постановке на оптимальной геометрии с подвижным телом (КУП);
5. Выполнить анализ полученных результатов.

же размера, как в случае в), г), только теперь геометрия АДТ определена только внутри этого параллелепипеда.

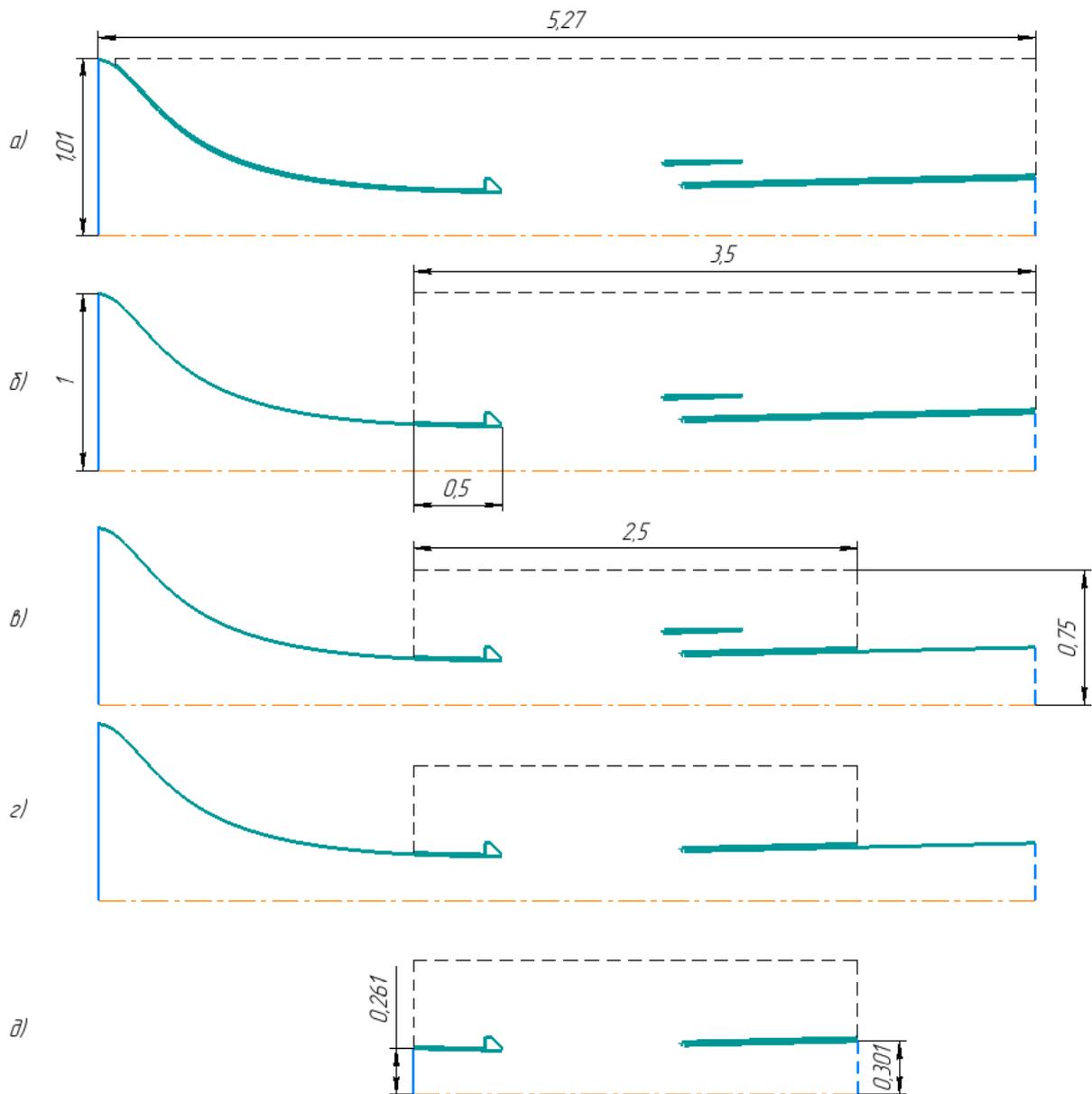
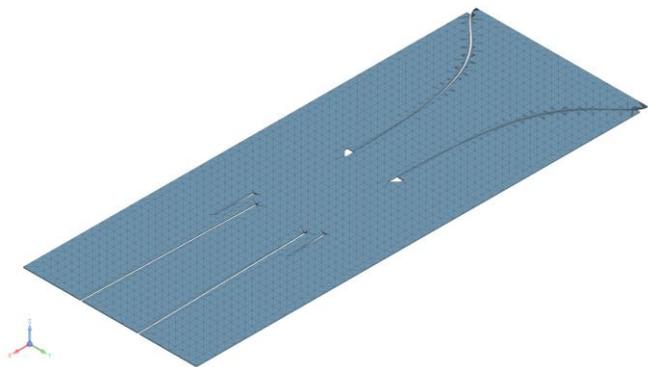


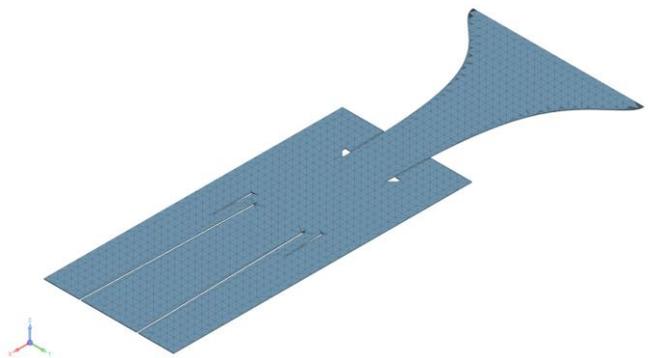
Рисунок 2 – Геометрические компоновки РО:

■ – ГУ «вход»; ■ – ГУ «стенка»; --- – ГУ «свободный выход»; ---- – ГУ «выход»

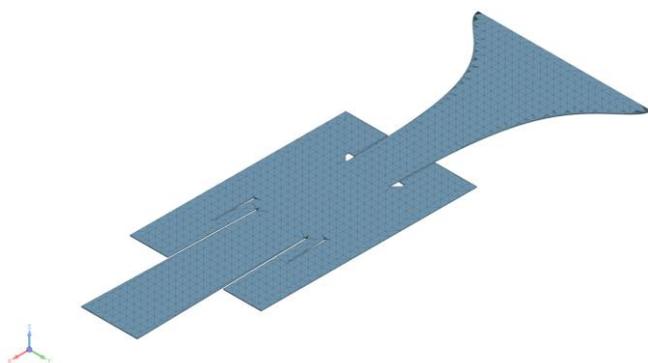
Так как в данной работе моделируется течение внутри замкнутого контура АДТ, то необходимо задать граничное условие (ГУ) «выход» с параметрами, представленными в таблице 1. Это связано с тем, что внутри трубы давление не равно атмосферному, оно определяется внутренними силами (работой вентилятора, потерями на трение и т.д.).



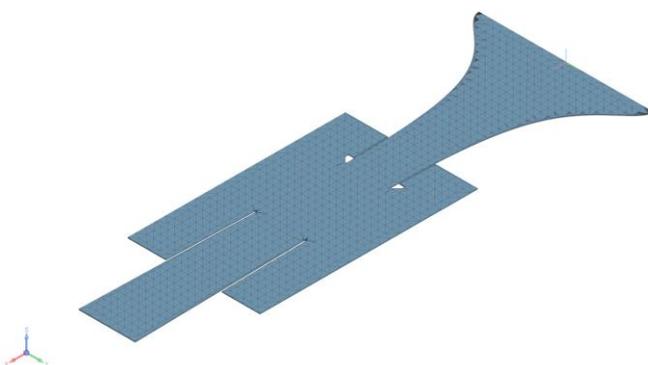
а) РО тип 1



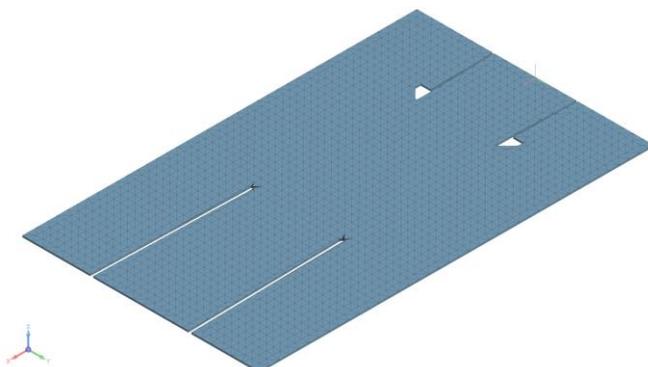
б) РО тип 2



в) РО тип 3



г) РО тип 4



д) РО тип 5

Граничные условия

№	Название	Параметры
1	Вход	Скорость: нормальная массовая скорость: а),б),в),г) $\rho_{\infty} V_{\infty} S_{\infty} / S_{\phi}$ д) $\rho_{\infty} V_{\infty} S_{\infty} / S_{in}$ Масштаб турбулентности: 0.01 м Остальные параметры: по-умолчанию
2	Выход	Скорость: нормальная массовая скорость: а),б),в),г) $-\rho_{\infty} V_{\infty} S_{\infty} / S_{д}$ д) $\rho_{\infty} V_{\infty} S_{\infty} / S_{out}$ Остальные параметры: по-умолчанию
3	Стенка	Все параметры: по-умолчанию
4	Свободный выход	Скорость: давление: 0 Па Остальные параметры: по-умолчанию

Описание геометрии КУП

Исследуемое тело представляет собой несимметричное твёрдое тело (см. рисунок 3). Связанная с КУП система координат (СК) расположена в центре масс (ЦМ). Ось Y направлена по нормали к конической поверхности ВА, ось X – вдоль образующей от носка к корме, а ось Z дополняет систему до правой тройки векторов.

Исходные данные и масс-инерционные характеристики модели КУП

Параметр	Значение
Начальное положение ЦМ отн. СК на рисунке 1	[2.37, -0.27, 0] м
Начальный угол тангажа	10 град.

Параметр	Значение
Масса	0.022 кг
Объём	$1.8 \cdot 10^{-5} \text{ м}^3$
Начальная скорость	$[0, 1.39, 0] \text{ м/с}$
Начальная угловая скорость	$[0, 0, 0] \text{ рад/с}$
Характерный размер (см. рисунок 3)	$L_{\text{хар}} = 0.056 \text{ м}$
Характерная площадь (площадь поверхности)	$S_{\text{хар}} = 0.0112 \text{ м}^2$

Тензор инерции КУП определен с помощью ПО Salome 9:

$$I = \begin{pmatrix} 8.13659 \cdot 10^{-6} & 3.26474 \cdot 10^{-7} & 2.86461 \cdot 10^{-8} \\ 3.26474 \cdot 10^{-7} & 1.33723 \cdot 10^{-5} & 5.44824 \cdot 10^{-9} \\ 2.86461 \cdot 10^{-8} & 5.44824 \cdot 10^{-9} & 5.89550 \cdot 10^{-6} \end{pmatrix} \text{ кг/м}^3$$

Время работы пружинных толкателей:

$$t_v = 0.02421 \text{ с}$$

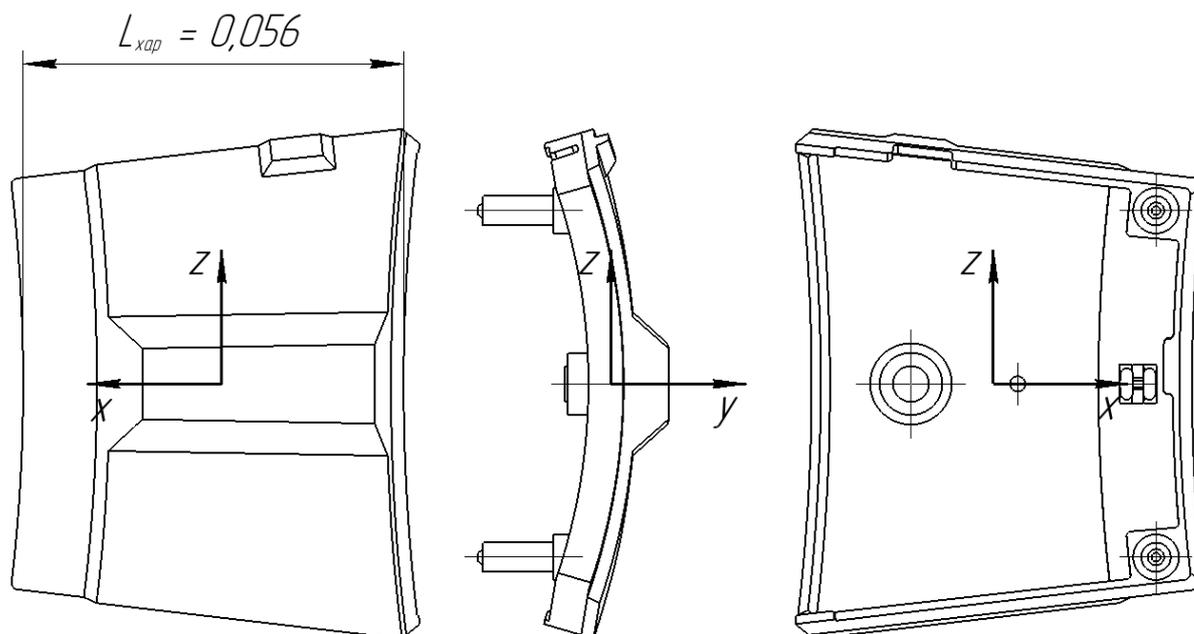


Рисунок 3 – Крышка узлов подвески парашютного контейнера (КУП)

Численное моделирование в ПО *FlowVision*

В данной задаче моделируется высокорейнольдсовый подход, при котором пристеночная область недостаточно точно разрешена сеткой и центр первой ячейки от стенки не попадает ни в вязкий, ни в буферный подслой. Опираясь на рекомендации [1] была выбрана модель турбулентности SST. В пристеночной области для этой модели решаются уравнения $k - \omega$ модели, а в области, удаленной от стенки – уравнения для $k - \varepsilon$ модели.

Глобальная расчётная сетка задаётся таким образом, чтобы разбить контрольный объём на одинаковые ячейки, представляющие собой кубы стороной $l = 0.02$ м (см. рисунок 8). Количество ячеек вдоль осей определяется следующим образом:

$$N_x = \frac{L}{l}, N_y = N_z = \frac{H}{l}$$

Где L, H – габаритные размеры РО. Такой подход позволяет создать условия, при которых изменение контрольных параметров зависит только от геометрии РО или типа адаптаций.

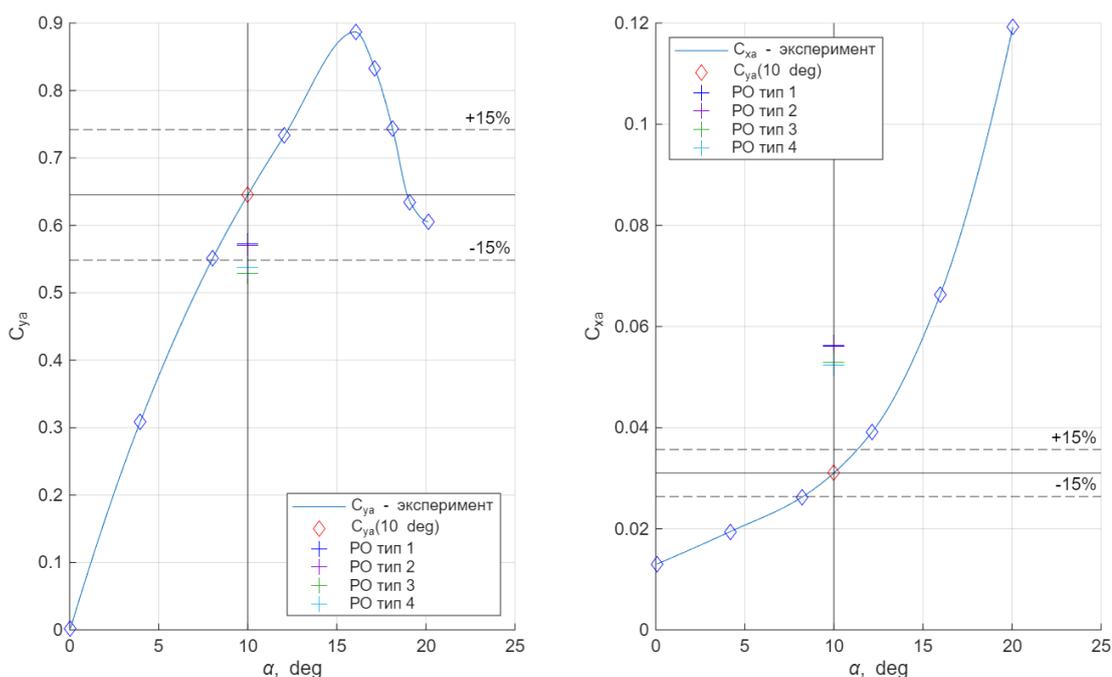


Рисунок 4 – Сравнение коэффициентов лобового сопротивления и подъёмной силы с результатами эксперимента [2]

В результате проведенных расчётов по исследованию влияния геометрии РО на АДХ профиля крыла ЦАГИ В 12% (НАСА-0012) было получено, что для РО тип 1 и РО тип 2 расхождения составляют меньше 1%, а из рисунка 4 следует, что эти значения попадают в 15% интервал от экспериментально полученного значения подъёмной силы в статье [2]. Для коэффициента лобового сопротивления такого совпадения не получилось достичь ни для какой компоновки РО, потому что область вблизи профиля разрешена достаточно грубой сеткой.

Таким образом, для расчёта сеточной сходимости и моделирования задачи в трёхмерной постановке будем использовать РО тип 2.

Используя данную геометрию РО было проведено исследование сеточной сходимости. Для валидации применялись результаты эксперимента, представленные в работе [2]. Конечная расчётная сетка, полученная в результате исследования сеточной сходимости на профиле крыла ЦАГИ В 12%, представлена на рисунке 5а. Данная сетка состоит из 7.8 млн. ячеек, в связи с чем было решено убрать 2й уровень адаптации по геометрии АДТ, у поверхности модели сетка осталась такой же (см. рисунок 5б). Такое изменение не повлияло на распределение скорости в сечении сопла и на расстоянии 0.3 м от него, как показано на рисунке 6. При этом количество ячеек на характерный размер модели КУП осталось без изменения: 32 ячейки. Также можно заметить, что профиль скорости в свободной струе имеет отличную от течения Пуазейля форму. Наоборот, вблизи стенок поток движется быстрее, чем в центре.

Объяснение такого эффекта можно найти в работе [3], в которой экспериментально исследовано истечение струи из сопла прямоугольного сечения. Как отмечает автор: «в результате проведенных экспериментов было установлено, что эти неравномерности обусловлены влиянием крупномасштабных вихрей, развивающихся на начальном участке струи».

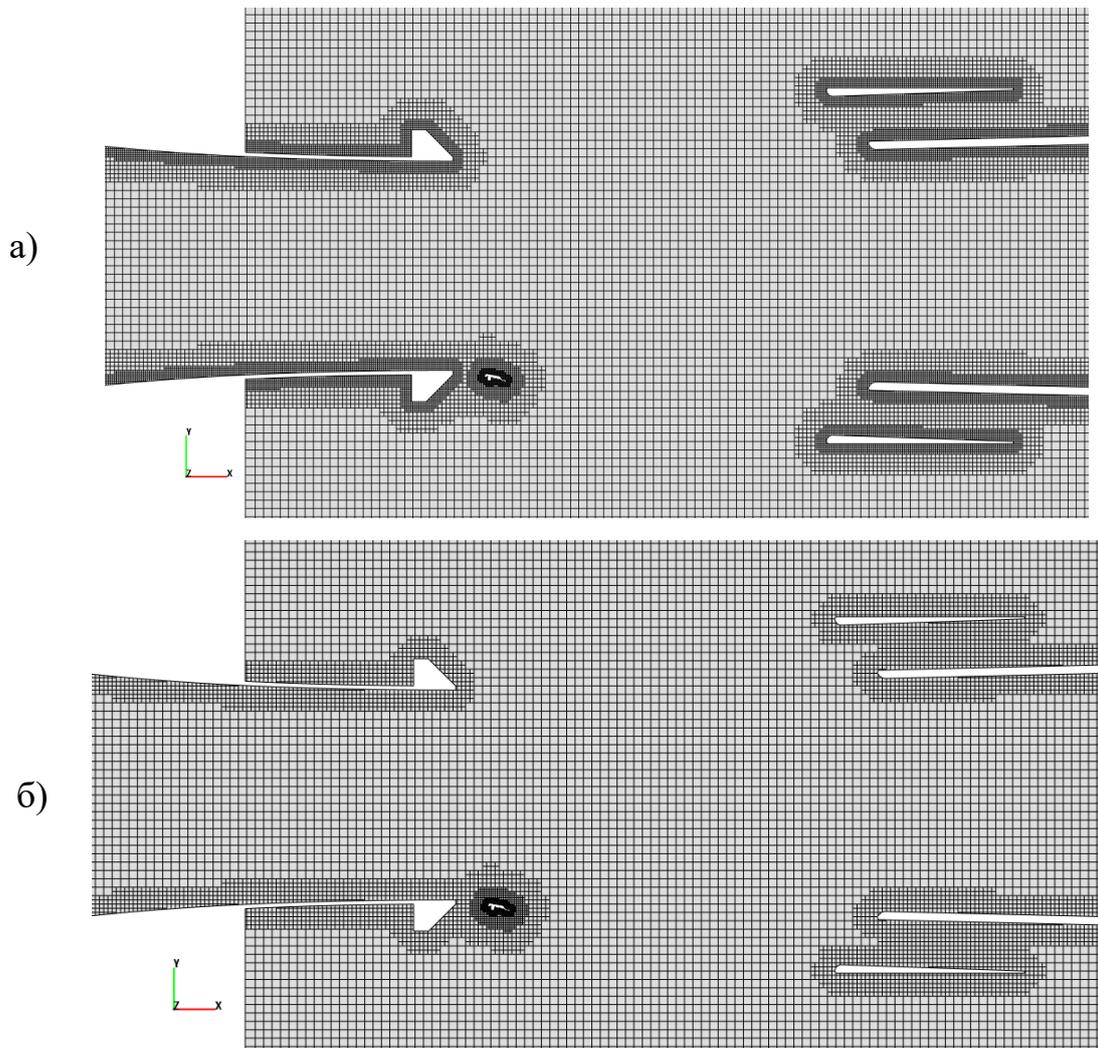


Рисунок 5 – Сечение расчётной сетки:
 а) bigMesh 7.8 млн ячеек, б) normalMesh 3 млн ячеек

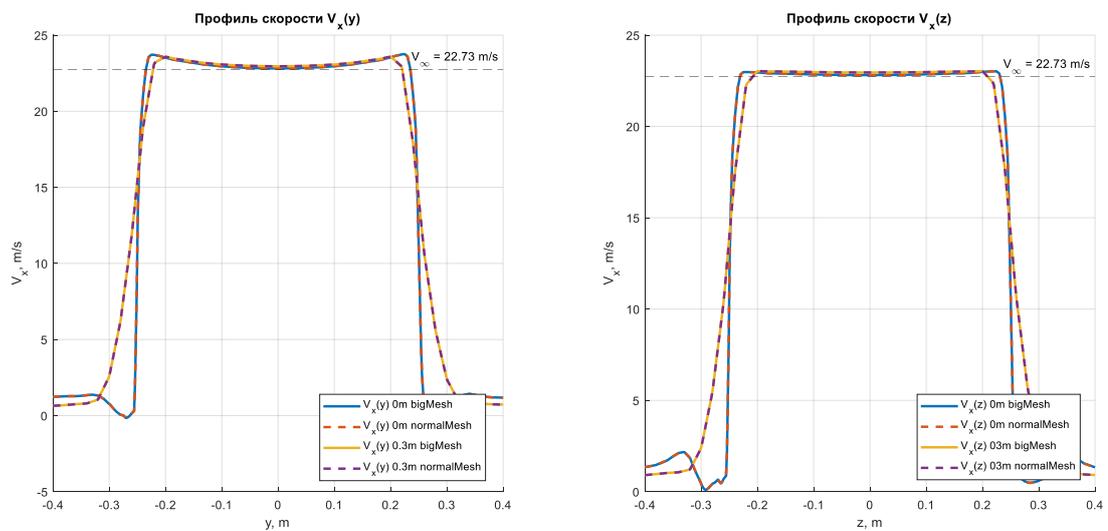


Рисунок 6 – Профили скорости $V_x(y, z)$ в трёхмерной постановке на РО тип 2 при различных стратегиях адаптации в различных сечениях свободной струи

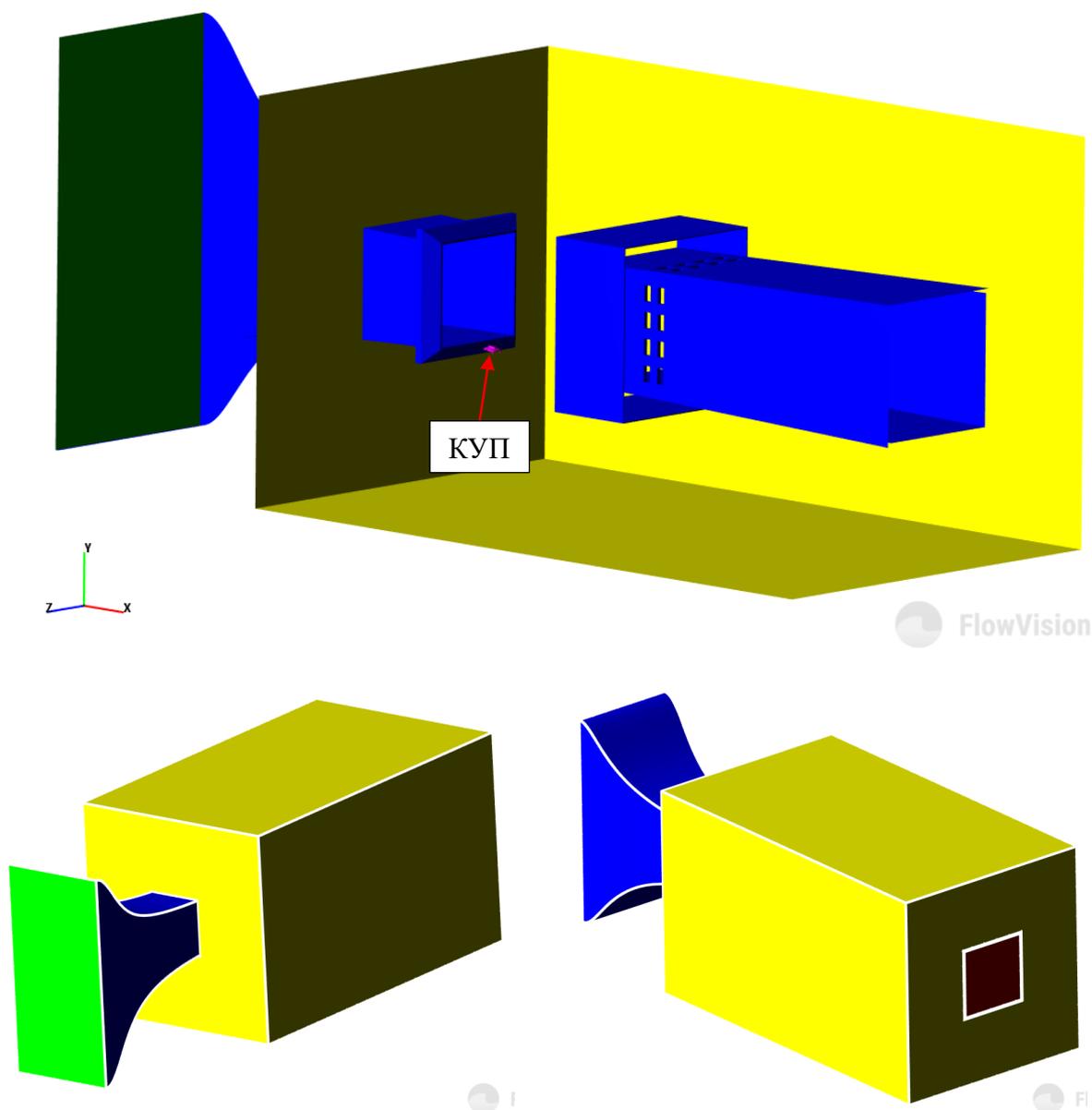


Рисунок 7 – Граничные условия в трёхмерной постановке:

- – ГУ «вход»;
- – ГУ «стенка АДТ»;
- – ГУ «свободный выход»;
- – ГУ «выход»;
- – ГУ «стенка КУП»

На рисунке 7 показаны все граничные условия, применяемые в трёхмерной постановке для данной задачи. Параметры на ГУ заданы согласно таблице 1.

Решение задачи в динамической постановке начинается с формирования установившегося течения внутри контура АДТ, при этом КУП неподвижна (см. рисунок 8).

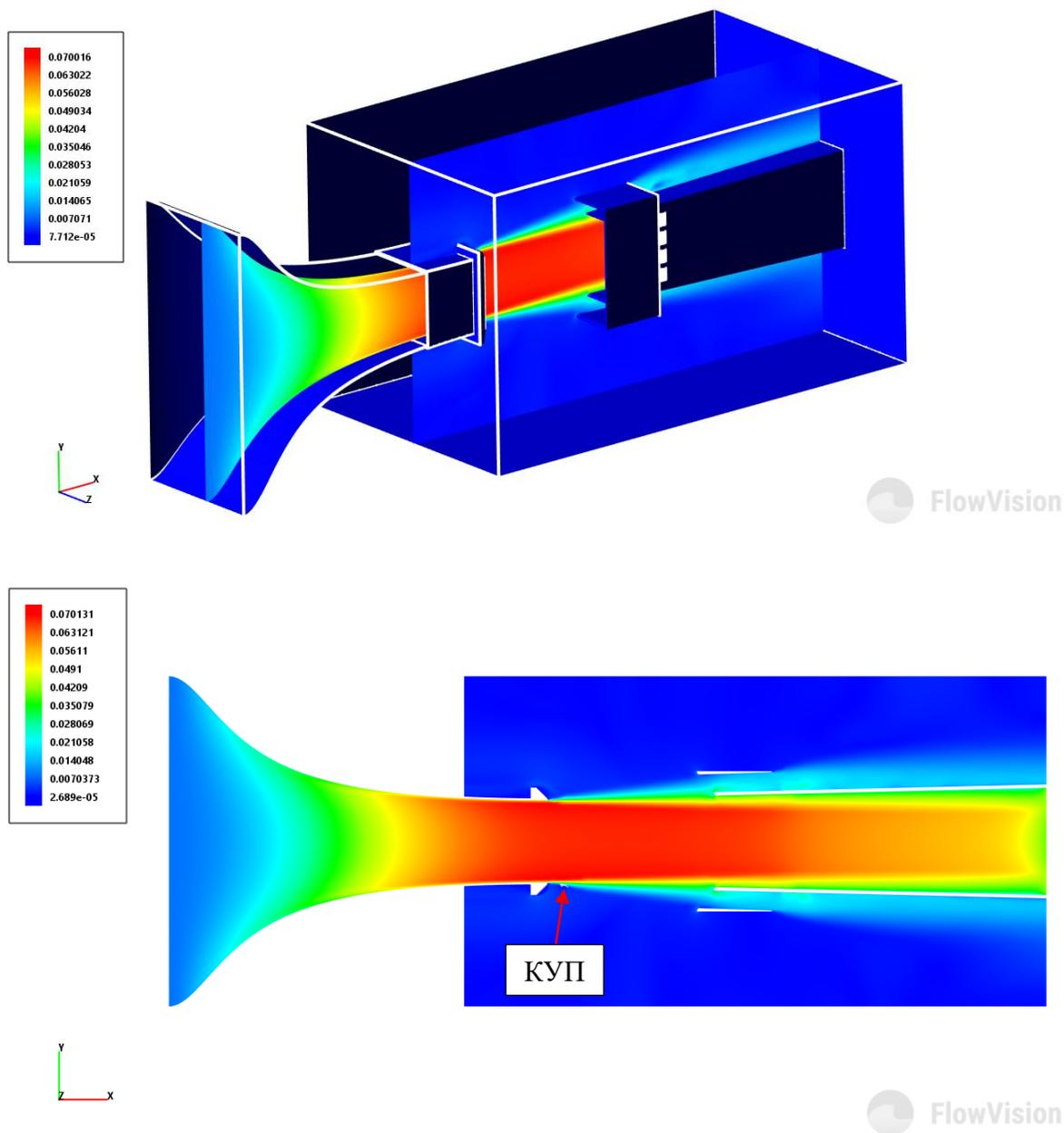


Рисунок 7 – поле распределения числа Маха в плоскости XY ($z = 0$ м)

После того, как поток установился, в параметрах «подвижное тело», установленное на аэродинамическую модель КУП, было активировано автоматическое обновление модели. Время скорости – период времени, при котором модель движется поступательно без учета действия внешних сил с постоянной скоростью, было задано, как время работы пружинных толкателей t_V . По окончании этого времени движение КУП определялось аэродинамическими силами и моментами, а также силой тяжести (см. рисунок 8).

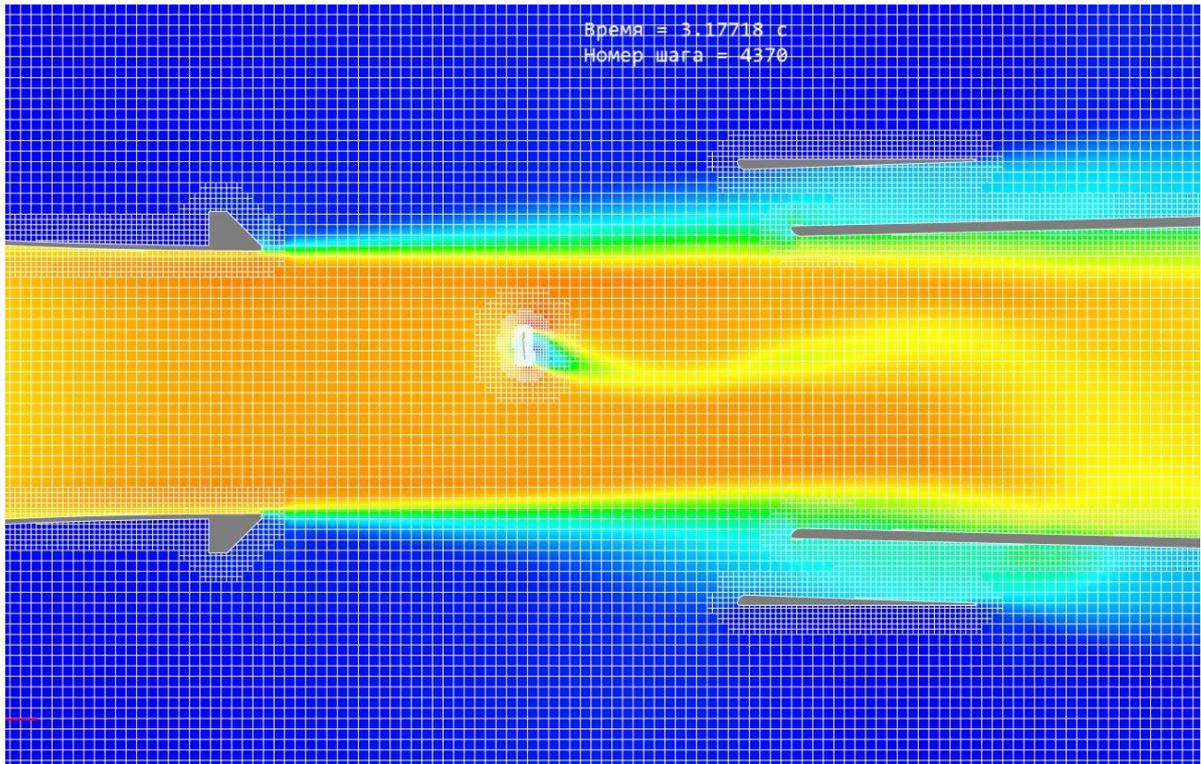


Рисунок 8 – Поле распределения числа Маха в плоскости XY , расчётная сетка и движущаяся под действием силы тяжести и аэродинамических сил и моментов модель КУП ($z = 0$ м)

Как можно заметить из рисунка 8 была добавлена еще одна адаптация на слитие ячеек, чтобы за КУП не формировался «след» из адаптаций. Это позволяет сократить вычислительные мощности и расчётное время.



Рисунок 9 – Экспериментальное моделирование отстрела КУП в рабочую часть АДТ Т-500

Результаты моделирования движения аэродинамической модели КУП представлены на рисунке 10. Как видно данные хорошо валидируются с экспериментальными данными, полученными с применением технического зрения (см. рисунок 9). Максимальное отклонение траектории от эксперимента составило 13% в последней экспериментальной точке.

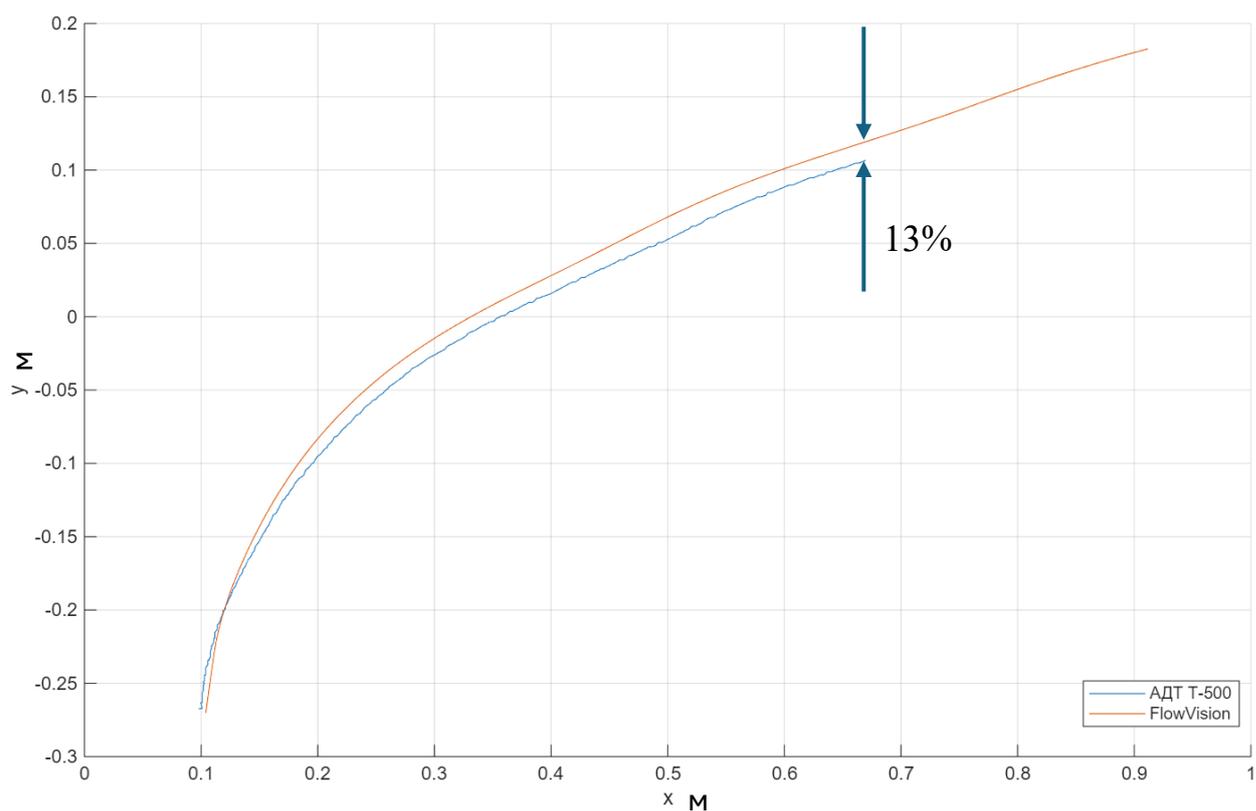


Рисунок 10 – Траектория движения модели КУП внутри рабочей части АДТ Т500

Выводы

В результате проведенной работы поставленная цель была достигнута:

1. Создана геометрия контура АДТ Т-500 для численного моделирования в отечественном ПО *FlowVision*;
2. Проведено исследование влияния геометрии РО на структуру течения в двумерной постановке, а также аэродинамические характеристики профиля крыла ЦАГИ В 12% (NACA 0012). Исследован профиль скорости на срезе сопла и на расстоянии 0.3 м от него. В результате анализа полученных результатов было решено проводить дальнейшие исследования на РО тип 2.
3. Проведен расчёт сеточной сходимости на РО тип 2 с применением различных адаптаций по стенкам АДТ и профилю крыла. Результаты этого расчёта позволили подобрать оптимальную стратегию адаптации сетки для проведения численного моделирования в трёхмерной постановке.
4. После настройки кейса для моделирования задачи в трёхмерной постановке, было решено упростить сетку, убрав 1 уровень адаптации с ГУ «стенка АДТ» (см. рисунок 4), что не вызвало изменений в структуре течения (см. рисунок 5), но позволило оптимизировать время проведения расчёта.
5. Полученные результаты динамической задачи в трёхмерной постановке совпадают с экспериментальными данными. Максимальное отклонение траектории в последней точке траектории составило 13%, что свидетельствует о приемлемой точности примененной численной модели.
6. Полученные результаты подтверждают возможность применения численного моделирования в ПО *FlowVision* для анализа динамики отделяемых элементов ВА в условиях рабочей части АДТ и могут быть использованы при дальнейших исследованиях процессов отделения парашютных систем

Список литературы

1. Е. Овсянникова. Немного о турбулентности [Электронный ресурс] // FlowVision – URL: <https://flowvision.ru/support-menu-header-ru/blog-ru/turbulence>
2. В.Т. Буй. Анализ параметров обтекания профиля в рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2013 г. №4, с. 109-119.
3. С.И. Исатаев, Г. Толеумов, М.С. Исатаев. Экспериментальное исследование турбулентной свободной струи, истекающей из сопла с прямоугольным выходным сечением // Вестник казахского национального университета. 2010 г. Т. 32. №1. с. 17-22.