

# РЕШЕНИЕ ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ИЗДЕЛИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА «ЛОГОС»

*О. А. Баулин, К. Н. Шавлач, И. А. Хайруллина*

ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», г. Саров Нижегородской обл.

На этапе эскизного проектирования разработка образцов ракетно-космической техники (РКТ) всегда сопряжена с расчетным обоснованием принятых конструкторских решений. В дальнейшем на этапе опытно-конструкторских работ, проверка этих решений осуществляется путем наземной отработки различных вариантов исполнения изделий, в рамках которой насчитываются сотни видов испытаний отдельных составляющих и изделий в целом на воздействие различных физических факторов. Однако практически все виды испытаний также требуют предварительных расчетных оценок ожидаемых параметров физических величин. Таким образом, процесс проектирования изделий включает обширную расчетную проработку функционирования изделия в условиях штатного применения и ещё более подробную проработку в обеспечение проведения различных видов испытаний из числа наземной отработки.

Эффективность наземной отработки во многом зависит от качества предварительной расчетно-методической подготовки. Причем с увеличением сложности физических процессов, моделируемых в опыте, многократно возрастает сложность их численного моделирования.

Численное моделирование сложных физических процессов требует значительной развитости функционала программного комплекса (ПК) и мощных вычислительных ресурсов. Перспективным программным комплексом, активно внедряемым в настоящее время в расчетную практику, является программный комплекс разработки РФЯЦ-ВНИИЭФ ЛОГОС.

В статье представлен обзор задач из числа наземной отработки образцов РКТ и примеры их решения с использованием данного ПК, выполненные в 2017–2018 гг. Во всех задачах твердотельные модели импортируются из конструкторских пакетов, построение расчетной сетки и задание параметров задачи – в ЛОГОС-Препост, обработка результатов – в ScientificView. Расчеты проведены на персональных ЭВМ, что в некоторых случаях накладывало ограничения на постановку задачи.

## Расчет АДХ объекта испытаний сложной аэродинамической компоновки в условиях проведения испытаний на РКУ

В обеспечение испытаний парашютной системы на ракетно-катапультирующей установке (РКУ) проведен расчет обтекания ракетной тележки [1].

Особенностью расчета стала сложная геометрия объекта испытаний с отделяющимися в процессе движения по РКУ конструктивными элементами (крышка парашютного отсека отстреливается и движется в следе за ракетной тележкой) и аэродинамическая интерференция с конструкцией РКУ. Расчетная модель приведена на рис. 1.

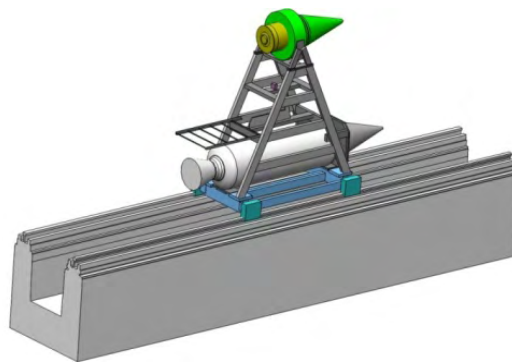


Рис. 1. Расчетная модель

Расчеты проведены в диапазоне от дозвуковых до сверхзвуковых скоростей обтекания. Для различных условий обтекания построены свои расчетные сетки с использованием метода отсека. Проведение расчетов удалось осуществить только с использованием модели невязкого газа.

В качестве результатов расчетов представлены расчетная сетка и распределение газодинамических параметров в расчетной области для скорости  $V_{\infty} = 400$  м/с.

ScientificView позволяет выводить параметры газа в любой требуемой ячейке, что позволяет, в частности, убедиться в формировании невозмущенного течения с заданными параметрами перед ударной волной (см. рис. 2).

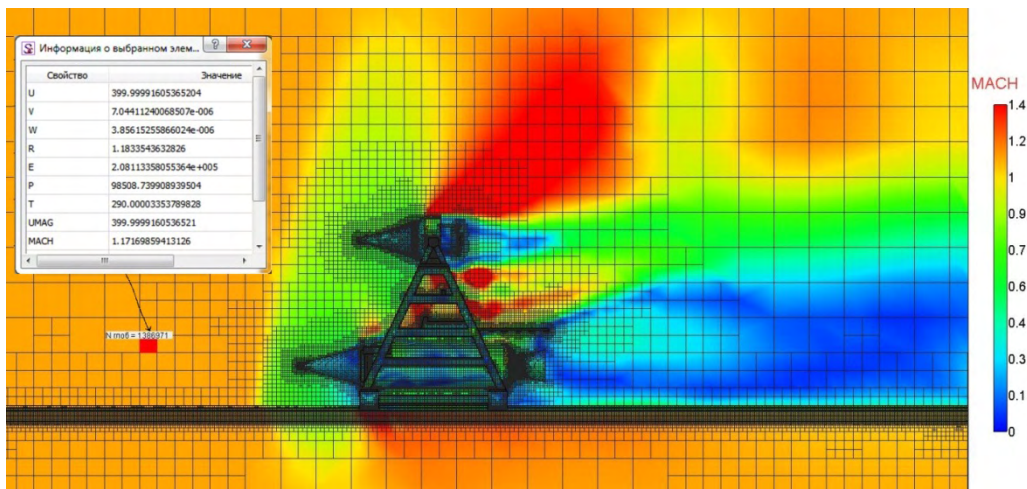


Рис. 2. Расчетная сетка и поле числа Маха ( $V_\infty = 400$  м/с)

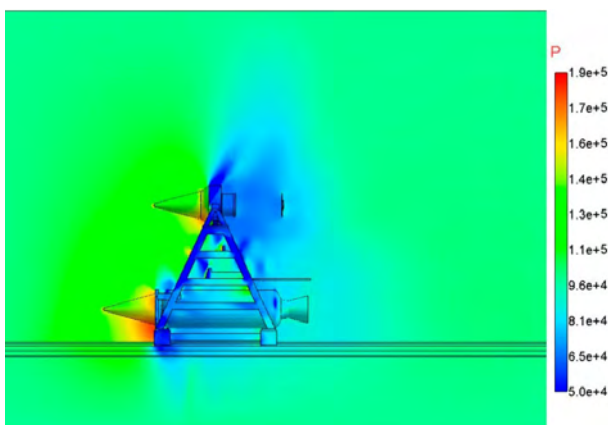


Рис. 3. Поле давления

На рис. 3 приведено поле давления в плоскости симметрии задачи с отходом крышки парашютного контейнера.

Из анализа результатов расчета следует, что в целом они соответствуют физике процесса. Однако задача требует глубокой детальной проработки (использование вязкой модели течения, различных моделей турбулентности, более подробной расчетной сетки и т.д.) и верификации на экспериментальных данных.

### Расчет параметров головной ударной волны в большом расстоянии от обтекаемого объекта

Расчет параметров головной ударной волны (УВ), возникающей при обтекании гиперзвуковых ЛА, является актуальной задачей. В частности большой интерес вызывает расчет распространения УВ на большие расстояния от траектории полета ЛА. Такие данные могут получить широкое практическое применение: определение безопасных зон при проведении испытаний с гиперзвуковыми ЛА, определение скорости и мест их падения и т. д. и т. п.

Основная сложность задачи заключается в её разномасштабности: размеры объекта возмущений, определяющего форму и интенсивность УВ, на по-

рядки меньше расстояний, на которых необходимо определить её параметры.

В классических задачах аэродинамики расчетная сетка сгущается в окрестности обтекаемого объекта. В данном же случае для достаточного разрешения УВ на больших расстояниях необходима подробная сетка в расчетной области значительно превышающей характерные размеры объекта возмущений. Это приводит к тому, что с увеличением расстояния до обтекаемого объекта лавинообразно возрастает потребное число ячеек расчетной сетки, что приводит к невозможности проведения расчета не только на ПЭВМ, но и, в отдельных случаях, на Супер-ЭВМ. Для преодоления этой проблемы предложены следующие принципы:

- 1) глубокая оптимизация формы и размеров расчетной области
- 2) местное сгущение расчетной сетки в области прохождения УВ

В качестве обтекаемого объекта выбран сферически затупленный конус.

Принимая во внимание то, что при свехзвуковом обтекании возмущения не распространяются вверх по потоку, внешняя граница расчетной области выбрана так, что практически повторяет изгиб УВ. Форма УВ определялась в предварительных расче-

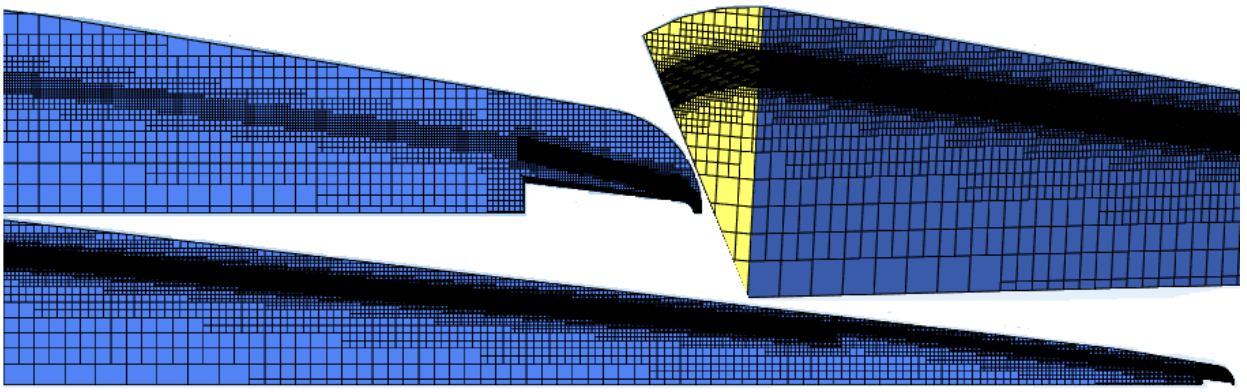


Рис. 4. Расчетная сетка

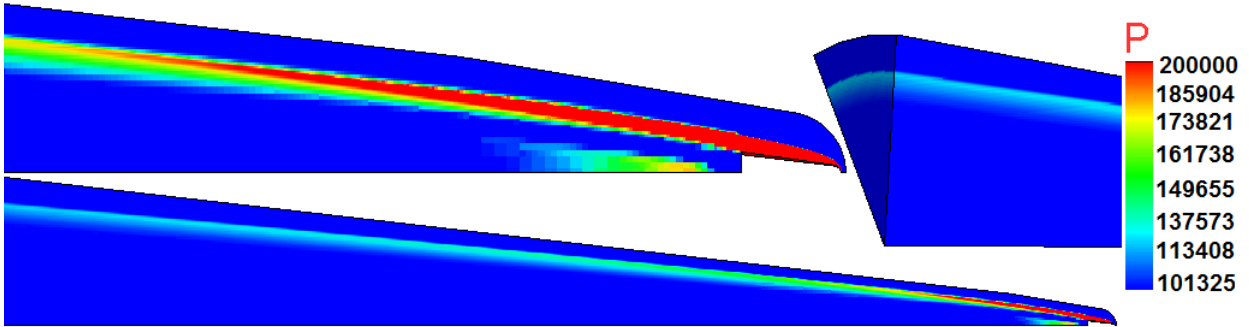


Рис. 5. Распределение давления в расчетной области

тах, проводимых на грубых сетках. Вместо полноценной расчетной области выбран сектор с углом раствора  $30^\circ$ . На плоских гранях сектора заданы условия симметрии. Таким образом, решается задача *трехмерного* обтекания. При этом габариты расчетной области минимизированы.

В расчетной сетке реализована «полоса замеления», в которую попадает фронт УВ. Таким образом, расчетная область включает две локальных зоны с подробной сеткой: вокруг обтекаемого объекта и в узкой окрестности УВ. Остальные ячейки расчетной сетки не оказывают значительного влияния на результат расчета параметров УВ и выполнены значительно более крупными.

Таким образом, построенная расчетная сетка (см. рис. 4) характеризуется наиболее оптимальным распределением ячеек для решения поставленной задачи.

Расчет обтекания проведен со следующими параметрами: скоростью набегающего потока  $V_\infty = 4130$  м/с, высота – 0 м, условия – нормальные. При данных условиях реализуются экстремальные значения температур и давления торможения в носке конуса.

Распределение давления в расчетной области представлено на рис. 5.

Изменение давления при переходе через фронт УВ в зависимости от расстояния до оси обтекаемого тела приведено на рис. 6.

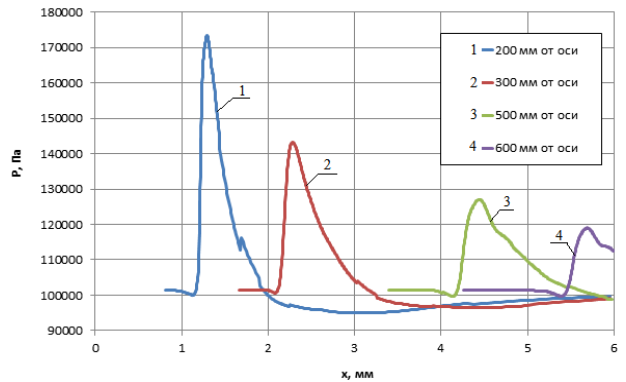


Рис. 6. Изменение давления при переходе через фронт УВ

Таким образом, ПК ЛОГОС обладает развитым функционалом, позволяющим строить расчетные сетки максимально адаптированные под условия задачи. При этом решатель позволяет проводить расчет обтекания в условиях экстремальных температур и давлений.

В дальнейшем планируется развитие данной задачи с увеличением расчетной области до размеров, при которых УВ вырождается в акустическую, а также, верификация результатов расчетов на экспериментальных данных.



Рис. 7. Расчетная модель

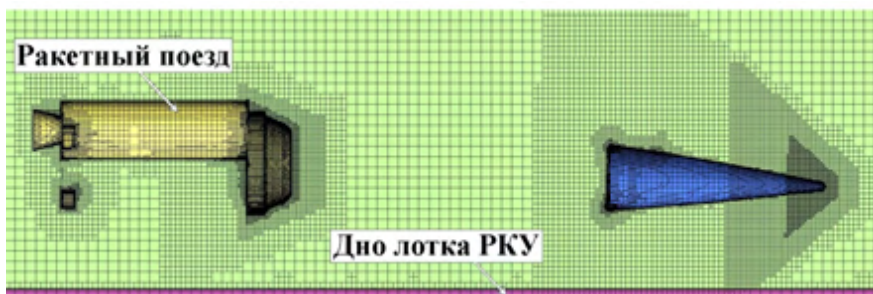


Рис. 8. Расчетная сетка (продольный разрез)

### Расчет АДХ объекта испытаний, разделяющегося в процессе движения

В обеспечение испытаний макета изделия на РКУ проведен расчет обтекания ракетного поезда (РП) в условиях движения вдоль рельсовых направляющих.

Особенность задачи заключается в сложной геометрии обтекаемого объекта, его разделении (отстыковка изделия от РП) в процессе движения по рельсовым направляющим и аэродинамической интерференции с конструкцией РКУ.

Расчетная модель приведена на рис. 7.

Полноценное решение данной задачи необходимо проводить в прямой постановке с использованием динамически перестраиваемых расчетных сеток. На момент проведения расчетов данная технология ещё не была отработана, к тому же, с учетом того что длина участка движения РП составляет более 2 км, подобная технология представляется чрезвычайно ресурсоемкой. Как альтернативный вариант, расчет проведен в следующей постановке: на участке движения выбираются несколько положений с фиксированными расстоянием между РП и ОИ, скоростями движения и т. д., при которых проводится стационарный расчет обтекания. Пример расчетной сетки для одного из таких положений приведен на рис. 8.

Провести расчет с использованием модели реального воздуха не удалось (решение не сходится). В результате расчет проведен с использованием модели идеального газа. Результаты решения представлены на рис. 9.

Из результатов расчета следует, что ПК ЛОГОС обладает развитым функционалом, позволяющим строить расчетные сетки максимально адаптированные под условия задачи.

Решение задачи требует глубокой детальной проработки и верификации на экспериментальных данных.

В дальнейшем планируется решение данной задачи с использованием динамически перестраиваемых расчетных сеток типа «Химера».

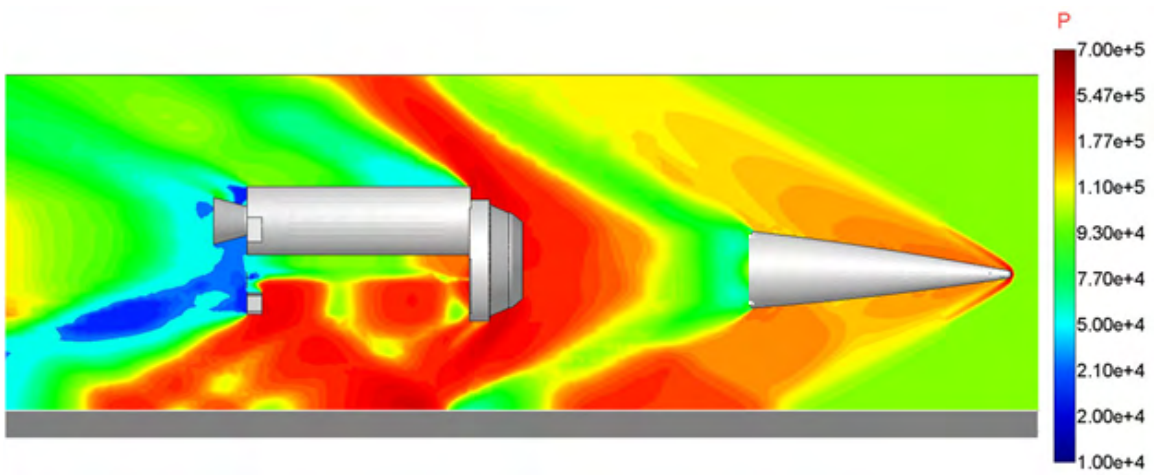
### Расчет параметров тепломеханического стенда

Использование установок, работающих на принципе сжигания кислородо-водородной смеси, для моделирования аэротермомеханического нагружения макетов ЛА широко распространено. Как и любые другие виды испытаний испытания на таких установках требуют предварительных расчетных оценок ожидаемых параметров. С использованием ПК ЛОГОС проведены расчеты смешения и горения кислородо-водородной смеси в двух различных типах камер сгорания (КС), основным отличием которых является схема подвода рабочих газов (радиальная и тангенциальная).

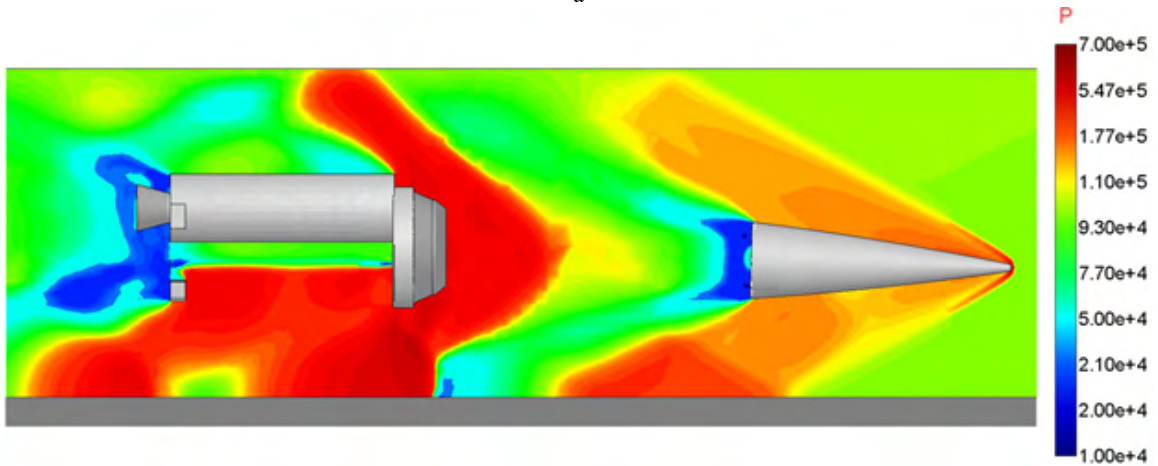
*Расчет горения в КС с радиальной схемой подвода рабочих газов*

Схема КС приведена на рис. 10.

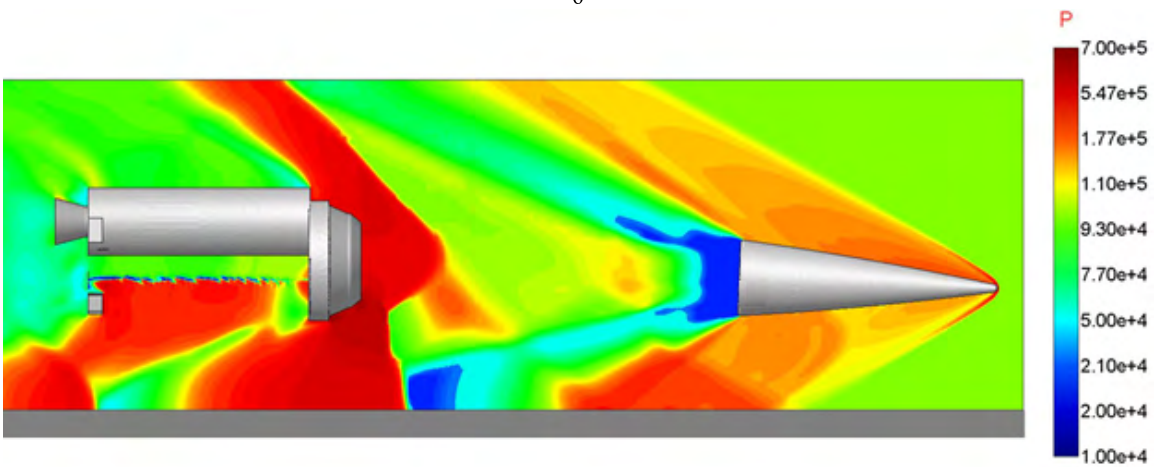




а



б



в

Рис. 9. Поле давления: а –  $\alpha = -1,02^\circ$ ,  $\Delta x = 2,295$  м,  $\Delta y = 0,443$ ; б –  $\alpha = -1,65^\circ$ ,  $\Delta x = 3,060$  м,  $\Delta y = 0,394$ ;  
в –  $\alpha = -2,34^\circ$ ,  $\Delta x = 3,825$  м,  $\Delta y = 0,340$

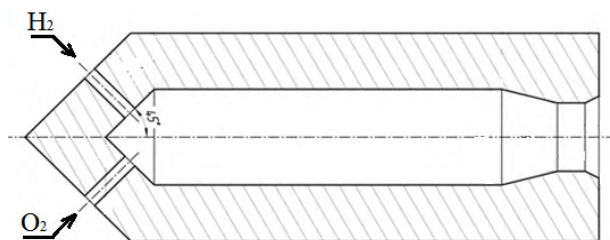


Рис. 10. Схема КС (продольный разрез)

Проведение расчета требует расчетной области с дополнительным объемом, в который происходит истечение продуктов сгорания из КС. С учетом этого, построена расчетная сетка, представленная на рис. 11.

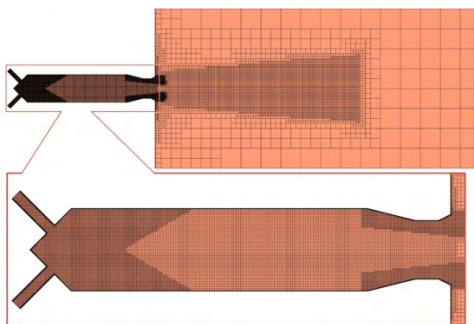
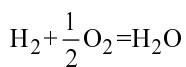


Рис. 11. Расчётная сетка

В расчете за основу принята простая реакция горения водорода в кислороде:



Граничные условия, заданные в расчете, приведены на рис. 12.

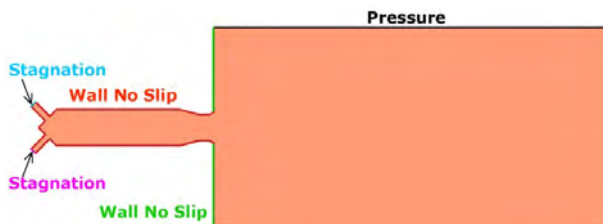


Рис. 12. Граничные условия

Результаты расчета представлены в виде полей газодинамических параметров в продольном сечении КС на рис. 13.

*Расчет горения в КС с тангенциальным подводом рабочих газов*

Расчет проведен в связанной (газодинамика-теплопередача) нестационарной постановке. Схема КС и построенные расчетные сетки приведены на рис. 14–16.

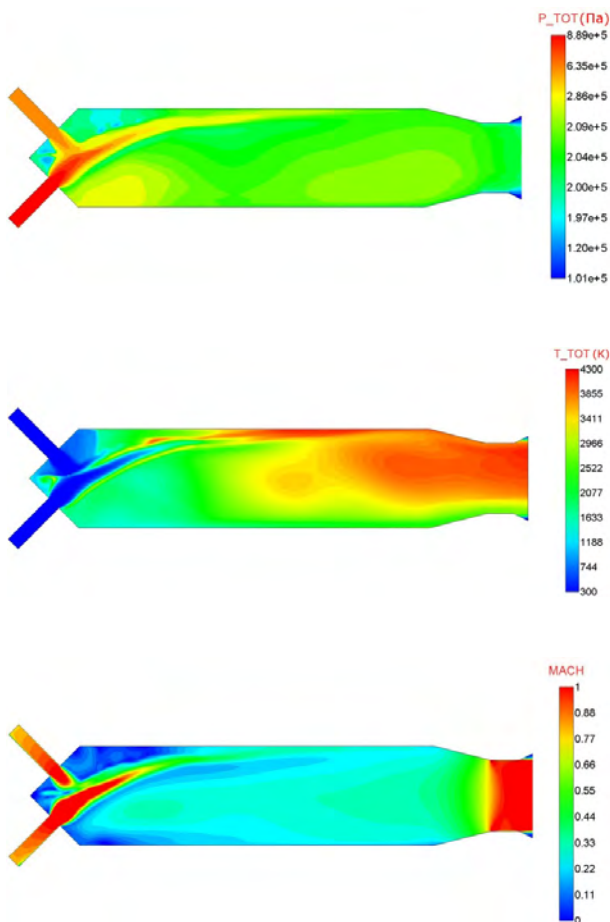


Рис. 13. Поля давления, температуры и числа Маха

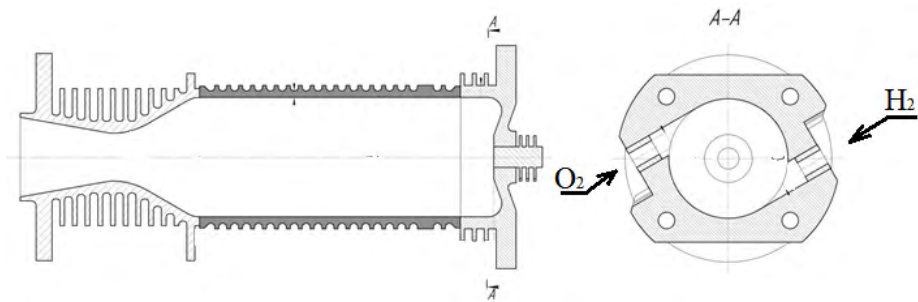


Рис. 14. Схема КС

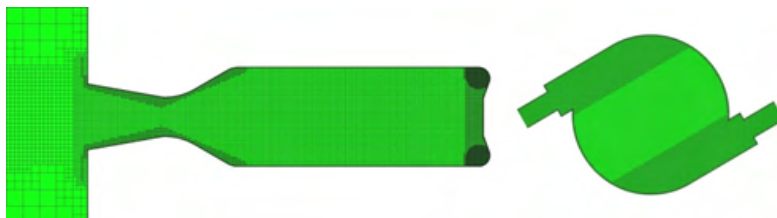


Рис. 15. Расчётная сетка для газодинамической задачи



Рис. 16. Расчётная сетка для задачи теплопередачи

Результаты расчета приведены в виде изоповерхностей концентраций кислорода и водорода, а также полей температуры по толщине конструкции КС в различные моменты времени после запуска установки (см. рис. 17–19).

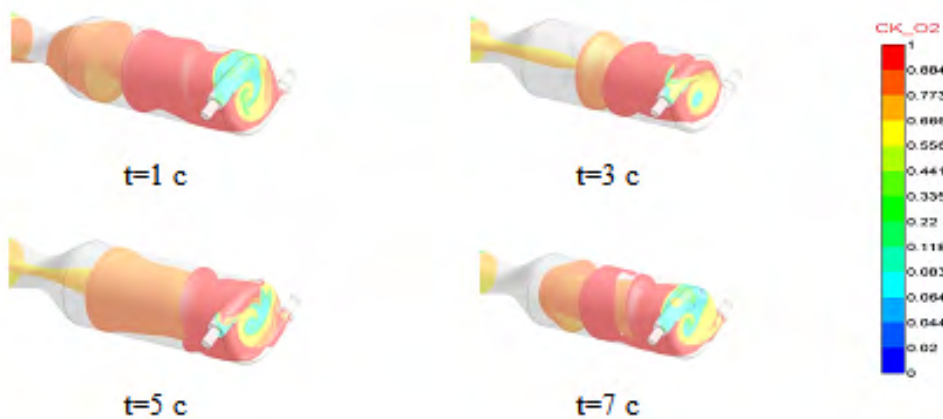


Рис. 17. Поле концентрации кислорода

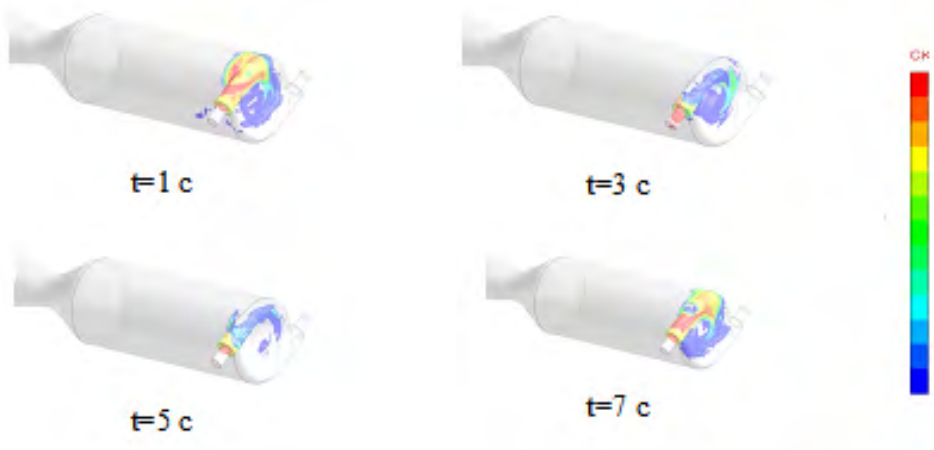


Рис. 18. Поле концентрации водорода

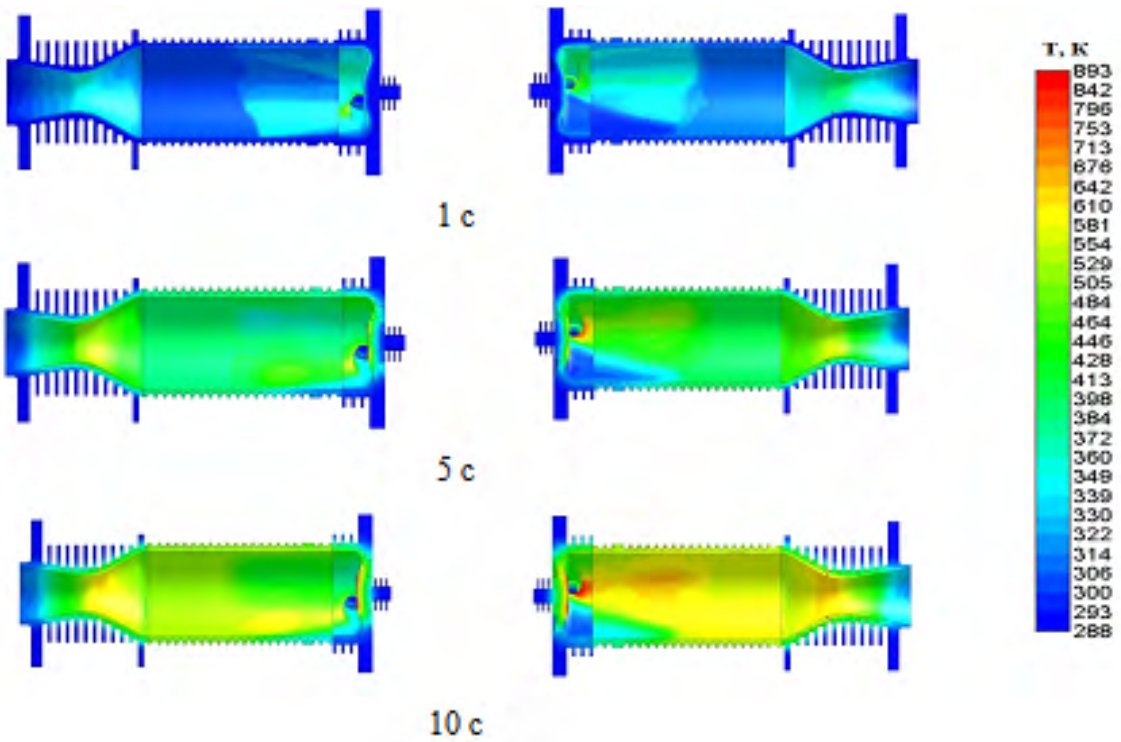


Рис. 19. Прогрев КС

### Выводы

Все используемые в настоящее время программные комплексы имеют свои ограничения. Например, возможность проводить расчеты только для простых осесимметричных тел (большинство традиционно используемых программ) или возможность использования только тетраэдральных расчетных сеток с кубической расчетной областью (EFD.lab) и т. д. Кроме того, существуют ограничения связанные с использованием импортных пакетов. В этих усло-

виях ПК ЛОГОС занимает свою нишу в расчетной практике проектных работ, во многом благодаря своей универсальности.

По результатам проведенных расчетов выявлено, что ПК ЛОГОС имеет развитый функционал, позволяющий моделировать в трехмерной постановке газодинамические и связанные процессы в широком диапазоне скоростей, при экстремальных значениях газодинамических параметров и с использованием практически любых геометрических моделей. Кроме того, следует отметить, что хорошо отлажен



алгоритм распараллеливания решения, что в случае использования многопроцессорной ЭВМ позволяет успешно проводить ресурсоемкие расчеты.

При решении всех рассмотренных задач серьезных замечаний к строителю расчетных сеток ЛОГОС-Препост и визуализатору решения ScientificView не возникло, что нельзя сказать о решателе. В большинстве случаев для проведения расчета приходилось значительно упрощать расчетную схему, в частности, вместо модели реального воздуха

использовать модель идеального газа. Эти обстоятельства, несомненно, требуют дальнейшей доработки ПК и его верификации на экспериментальных данных.

### **Литература**

1. п. RU № 2654885, МПКG01 В 7/00, приоритет от 03.04.2017. Способ испытаний парашютных систем и стенд для его осуществления.