



ПОЛИТЕХ

Санкт-Петербургский
политехнический университет
Петра Великого



Расчетные исследования распределения давления и пульсаций давления на поверхности пилотируемого транспортного корабля при отделении головного блока

А.В. Гарбарук, М.Х. Стрелец, М.Л. Шур,
С.-Петербургский политехнический университет Петра Великого

А.А. Дядькин, С.П. Рыбак
РКК "Энергия"

Седьмая всероссийская конференция
"Вычислительный эксперимент в аэроакустике"
17 - 22 сентября 2018 года

Содержание

1. Введение

- Описание проблемы
- Цели исследования

2. Математическая модель, метод расчета и используемые вычислительные ресурсы

3. Результаты численного моделирования

- Влияние SGS модели для LES
- Общая структура течения
- Нестационарная нагрузка на поверхность
- Резонансный режим
- Сравнение результатов расчетов с экспериментом ЦНИИМАШ

4. Заключение

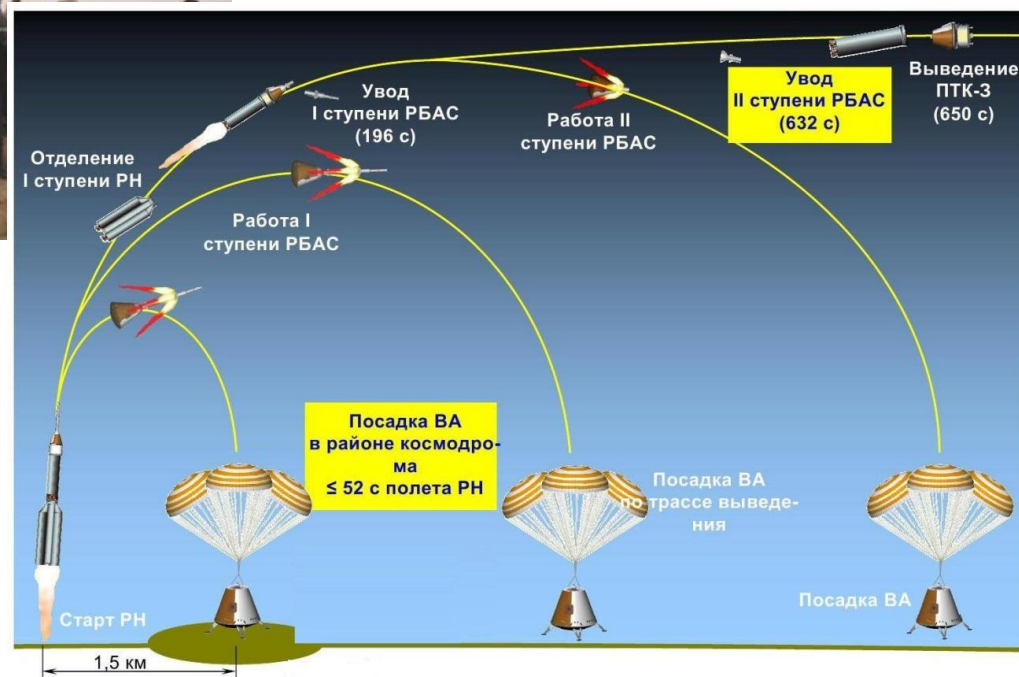
Введение

Система аварийного спасения



- Ракета-носитель (РН) пилотируемого корабля оснащается системой аварийного спасения (САС) экипажа

- При аварии РН САС срабатывает и уводит обитаемый возвращаемый аппарат (ВА) корабля из опасной зоны
 - САС может сработать на различных этапах полета



Система аварийного спасения



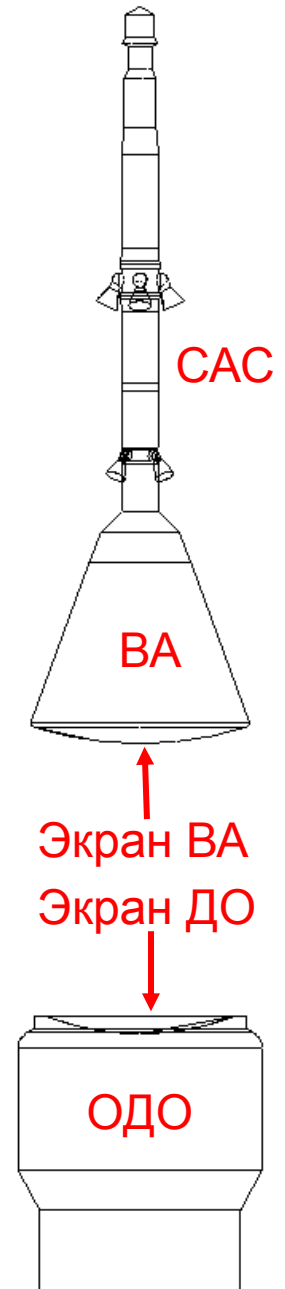
Срабатывание САС корабля
Меркурий-Редстоун-1 (MR-1)
21 ноября 1960 года



Испытания системы спасения
космического корабля Аполлон
Июнь 1965 года

Цель работы

- При отделении возвращаемого аппарата (ВА) от двигательного отсека (ДО) в зазоре между ними возникает интенсивное турбулентное течение, что приводит к значительным нестационарным нагрузкам на экраны ВА и ДО и на обтекатель двигательного отсека (ОДО)
- Эти нагрузки необходимо учитывать при проектировании космического корабля
 - Повреждение экрана ВА может привести к перегреву при спуске в атмосферу
 - Разрушение экрана или обтекателя ДО может привести к его взрыву и последующему повреждению ВА
- **Цель работы** состоит в расчетном определении указанных нестационарных нагрузок



**Математическая модель,
метод расчета
и**

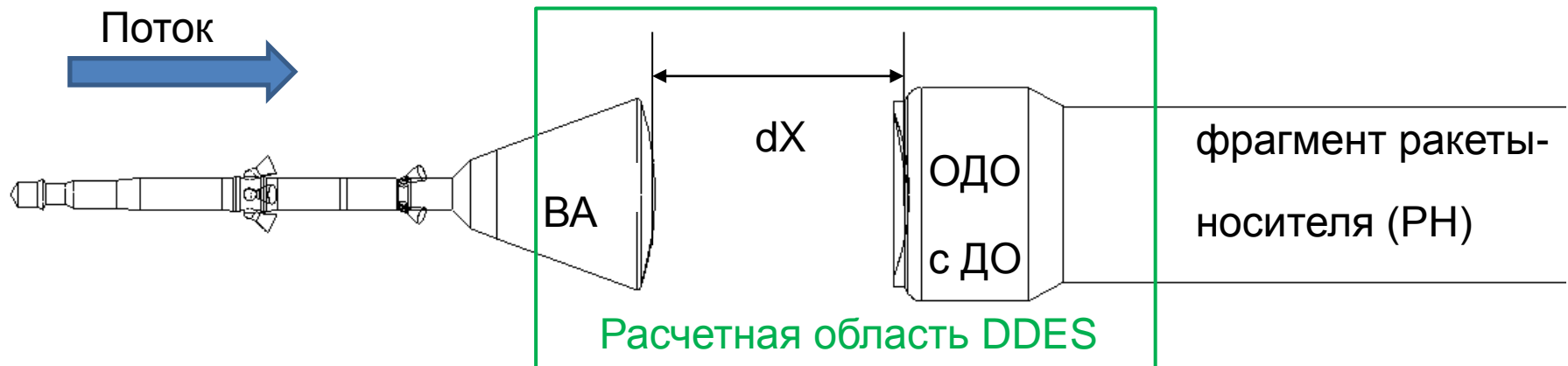
используемые вычислительные ресурсы

Выбор подхода к моделированию рассматриваемого течения

- Использование для решения рассматриваемой задачи осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS) невозможно
 - Не позволяет получить информацию о нестационарных характеристиках потока и, в частности, об амплитудных и спектральных характеристиках пульсаций давления
- Необходимо использование вихреразрешающих подходов к описанию турбулентности
 - Для решения задачи используется **гибридный RANS-LES подход**
 - ✓ Обеспечивает достаточно высокую точность при приемлемых вычислительных затратах
 - Расчеты проводились с помощью CFD кода NTS лаборатории “Вычислительная аэроакустика и турбулентность” СПбПУ
 - ✓ Код прошел всестороннее тестирование путем сопоставления с другими широко используемыми кодами для аэродинамических расчетов (CFL3D код NASA, GGNS и BCFD коды компании Boeing, TAU код DLR, коммерческие коды ANSYS-CFX и ANSYS-FLUENT)

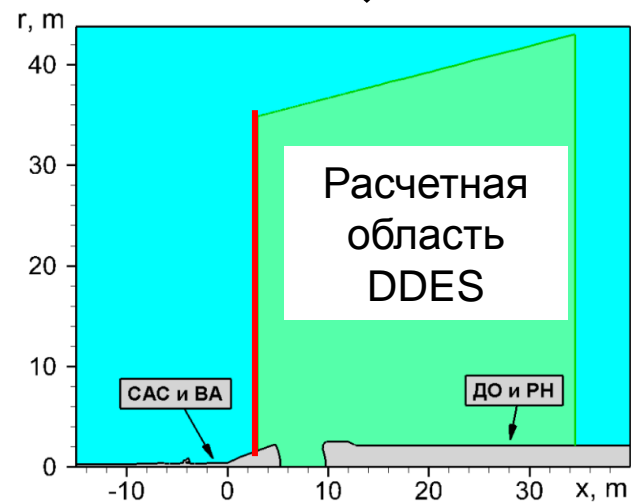
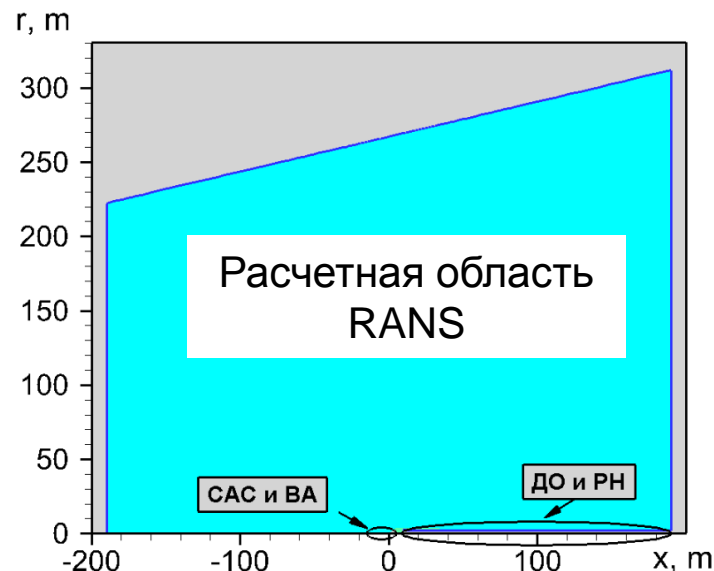
Постановка и метод решения задачи

- Расчеты проводятся при различных фиксированных расстояниях (dX) между экранами ВА и ДО (квазистационарная модель разделения)
- Для решения задачи используется **двухэтапная процедура расчета**
 - Первый этап: 3D RANS расчет **всего** течения в секторе 45° с использованием условий симметрии
 - Второй этап: расчет течения в «целевой области», включающей части ВА и ОДО и зазор между ними *в рамках вихреразрешающего подхода DDES*
 - ✓ Для уменьшения характерной для этого подхода задержки перехода к развитой 3D турбулентности в оторвавшихся слоях смешения используется модификация подсеточного линейного масштаба Δ_{SLA}



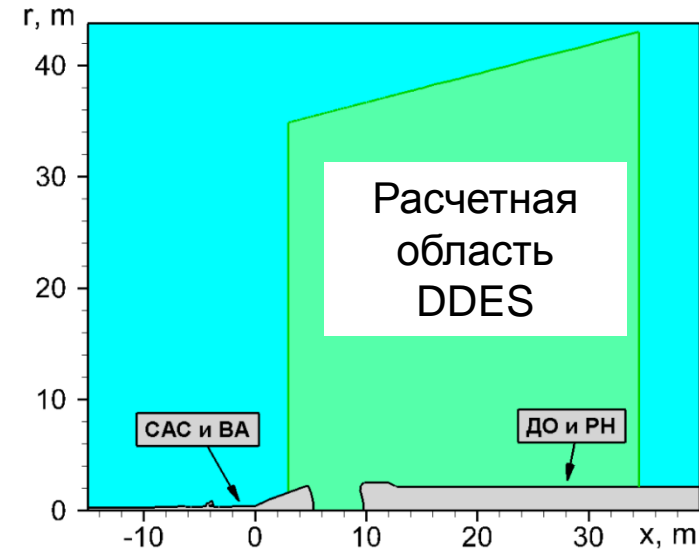
I этап: RANS расчет

- Целью RANS расчета является определение характеристик потока **на входной границе DDES области**, необходимых для проведении второго этапа расчета
 - Для замыкания RANS используется модель турбулентности $k-\omega$ SST с поправкой на кривизну линий тока
- Размер расчетной области RANS достаточен для возможности задания на ее внешней границе параметров невозмущенного потока
- Расчет проводится в секторе 45° по азимутальной координате с использованием условий симметрии (сетка около 17 млн)
 - Для исключения сингулярности в окрестности оси симметрии в зазоре между ВА и ОДО добавлен тонкий "скользящий" цилиндр
 - Это не влияет на решение **на входе в DDES область**



II этап: DDES расчет

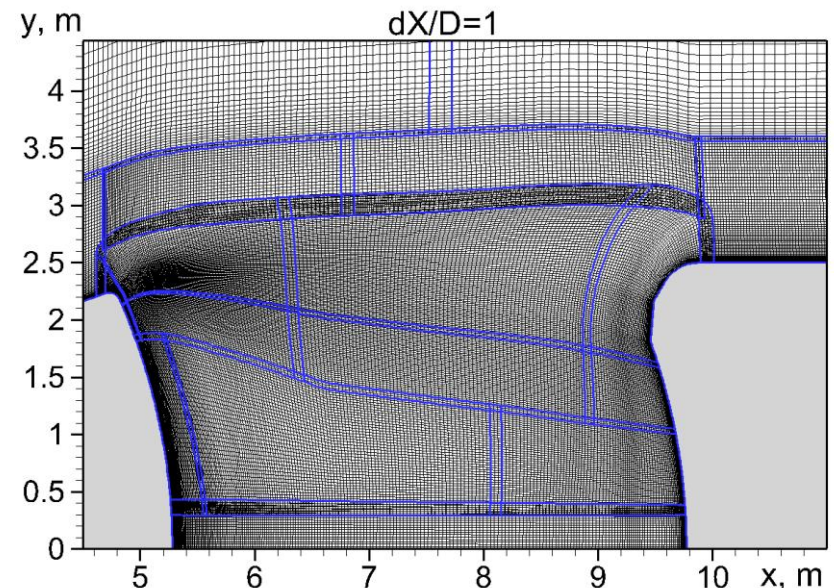
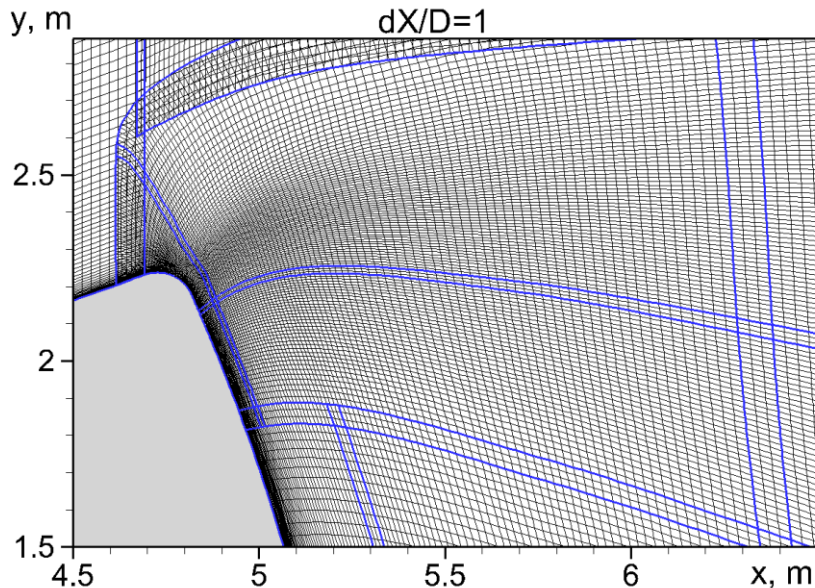
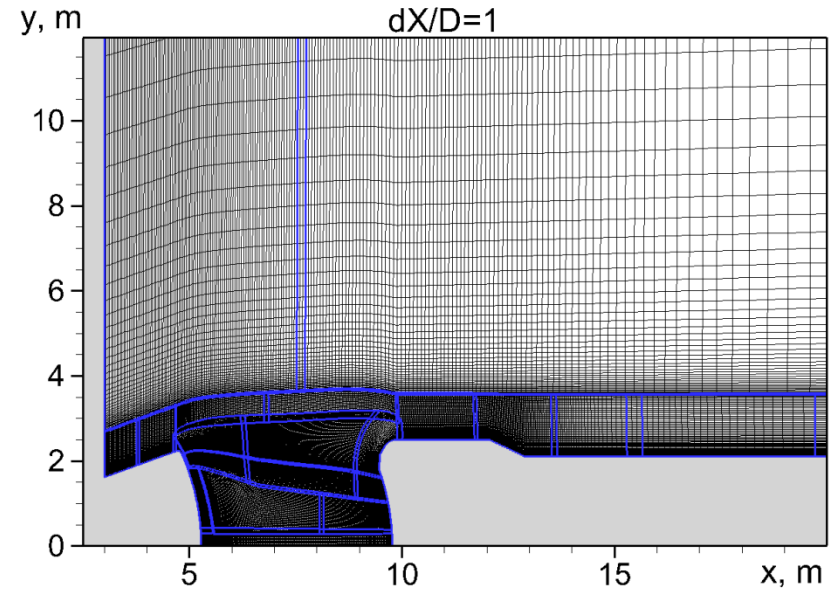
- В зоне отрыва (в зазоре между ВА и ОДО) метод DDES функционирует как LES и обеспечивает разрешение турбулентных структур в этой зоне
 - Для ускорения перехода от RANS к LES используется подсеточный масштаб, адаптированный к слоям смешения Δ_{SLA}
- Размер расчетной области в плоскости (x, r) составляет примерно 10 размеров ВА
 - В азимутальном направлении расчет производится **в полной области 360°**
- На входных границах расчетной области задаются профили скорости, полученные на первом этапе (RANS расчет)
- Время накопления нестационарной информации, необходимое для расчета статистических характеристик турбулентности, составляет примерно $80 D/U_0$



Размеры расчетной области DDES по продольной и радиальной координатам

Расчётная сетка для LES этапа

- Сетка измельчена для обеспечения разрешения турбулентных структур в зазоре между ВА и ОДО
 - Наиболее существенное измельчение сетки осуществлено в оторвавшемся от ВА слое смешения
- В зависимости от расстояния между экранами ВА и ОДО, размер сетки составляет от 27 до 38 миллионов ячеек



Используемые вычислительные ресурсы

- Расчеты выполнены на кластере Торнадо СКЦ СПбПУ
 - Содержит 712 узлов с 2 процессорами Xeon E5-2697v3 (22 nm)
 - ✓ 14 ядер
 - ✓ 2.6 GHz
 - ✓ 64 Gb RAM
 - Полное количество ядер: 19936
 - Узлы объединены высокоскоростной сетью InfiniBand



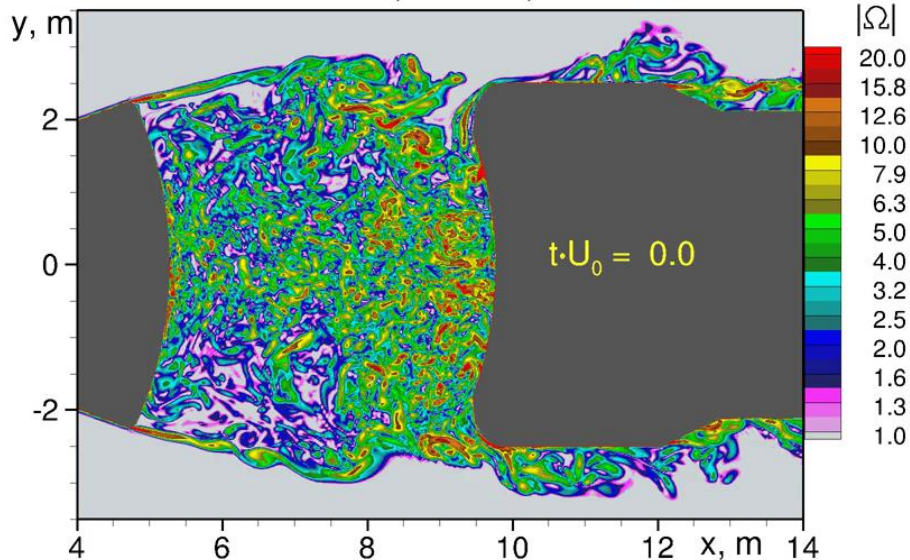
- Вычислительные ресурсы кластера эффективно используются NTS кодом за счет гибридной (MPI/OpenMP) параллелизации
 - MPI (технология распределенной памяти) используется для параллельных вычислений отдельных сеточных блоков
 - OpenMP используются для дополнительной параллелизации вычислений внутри каждого из блоков сетки

Результаты расчетов

Влияние SGS модели для LES

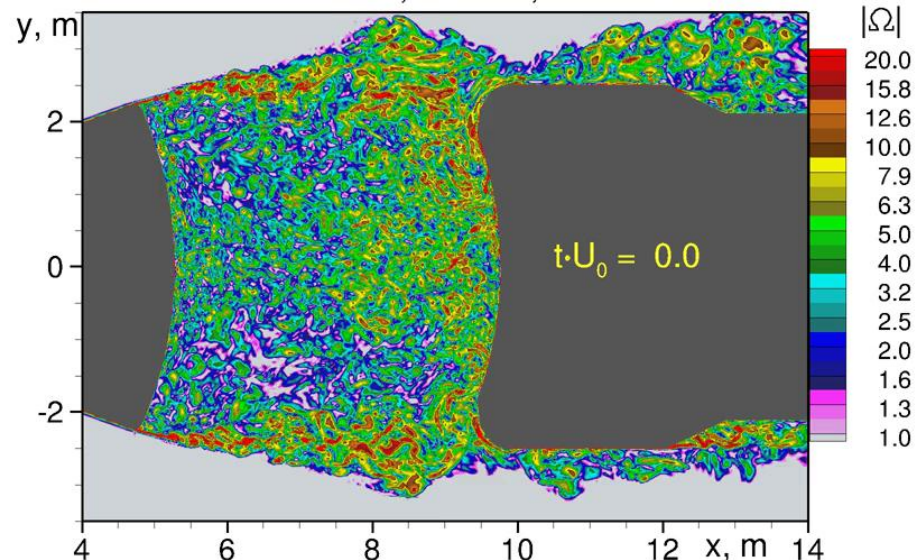
- Для метода DDES в сочетании со стандартным подсеточным масштабом Δ_{MAX} характерна задержка турбулизации потока в оторвавшихся слоях смешения, что существенно сказывается на точности предсказания пульсаций давления на поверхности ВА
 - Эффективным методом сокращения этой задержки является использование линейного подсеточного масштаба, адаптированного к слоям смешения Δ_{SLA}

Режим 3, $M=0.85$, $dX/D=1$



Линейный масштаб Δ_{MAX}

Режим 3, $M=0.85$, $dX/D=1$

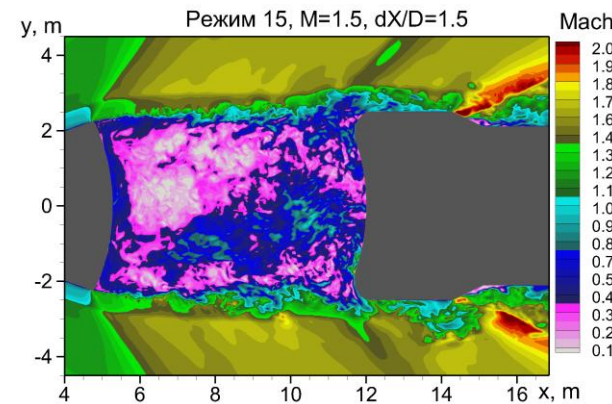
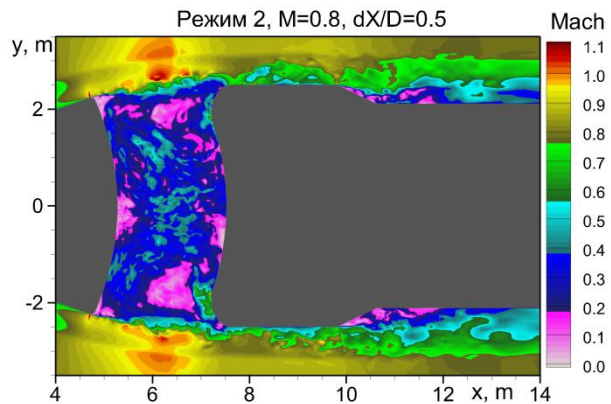
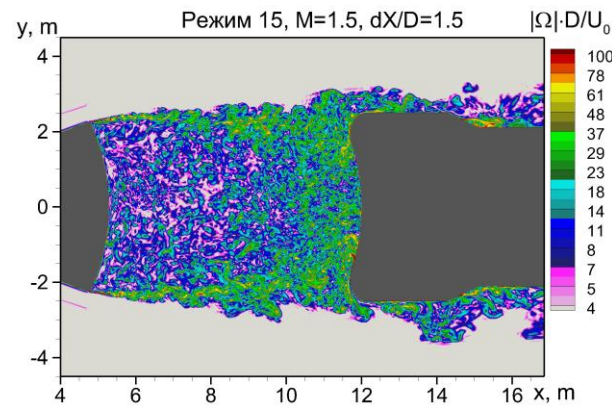
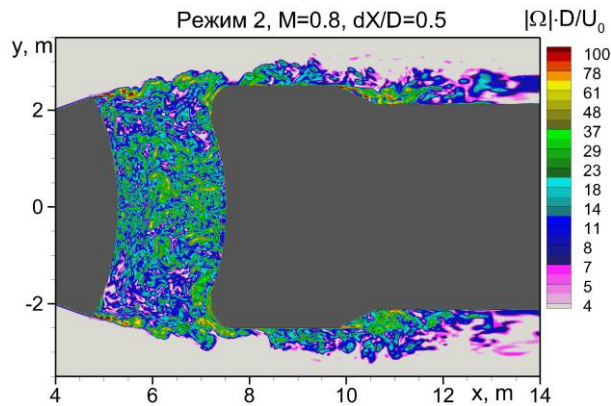


Линейный масштаб Δ_{SLA}

- Все дальнейшие расчеты выполнены с использованием Δ_{SLA}

Рассмотренные режимы и структура течения

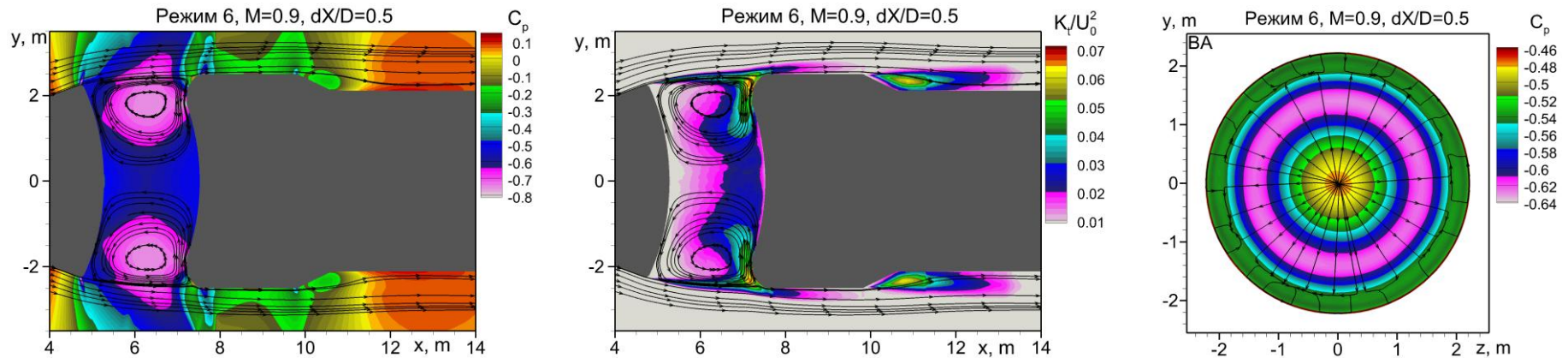
- Рассмотрены 17 режимов течения, соответствующих различным стадиям выведения пилотируемого корабля на орбиту
 - Высота полета H от 4 до 16 километров (число Маха полета M от 0.6 до 1.5)
- Для всех режимов турбулентные слои смешения, сходящиеся с ВА, взаимодействуют с экраном ДО и ОДО, а экран ВА подвергается воздействию турбулентных структур, формирующихся в зоне рециркуляции



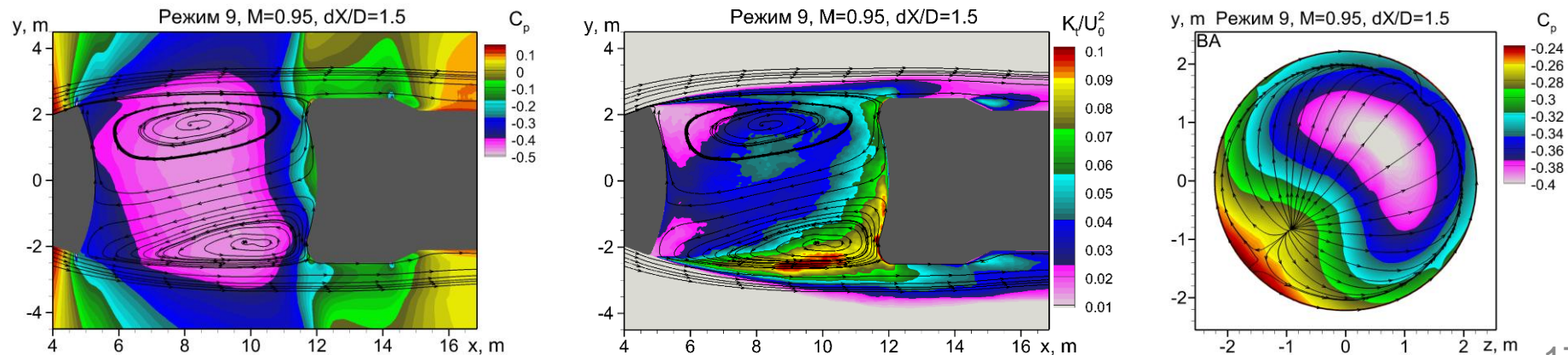
Мгновенные поля
завихренности
и числа Маха
для некоторых режимов
течения

Осредненное течение

- Достаточно большое время осреднения ($T=80 D/U_0$) обеспечивает гладкость среднего решения
 - Для малого расстояния между экранами $dX/D=0.5$ осредненное течение является симметричным

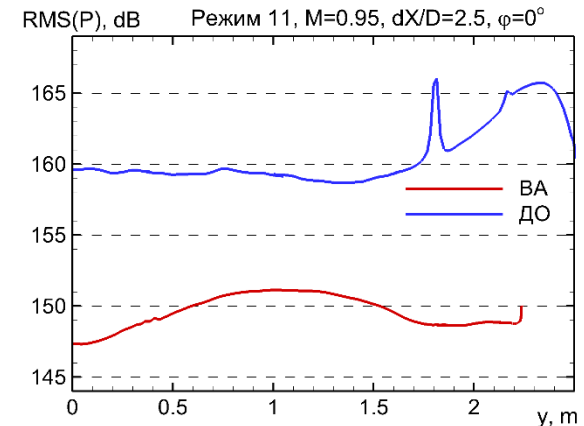
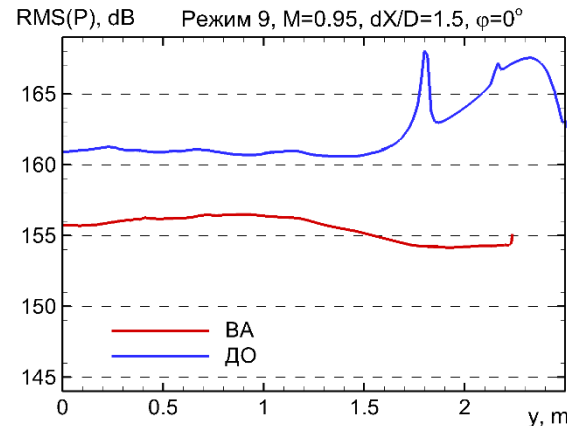
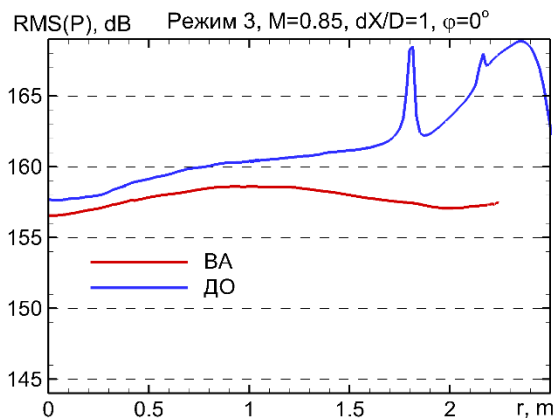
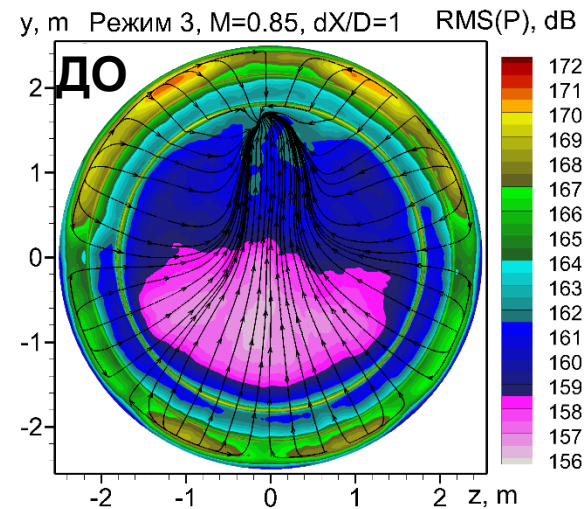
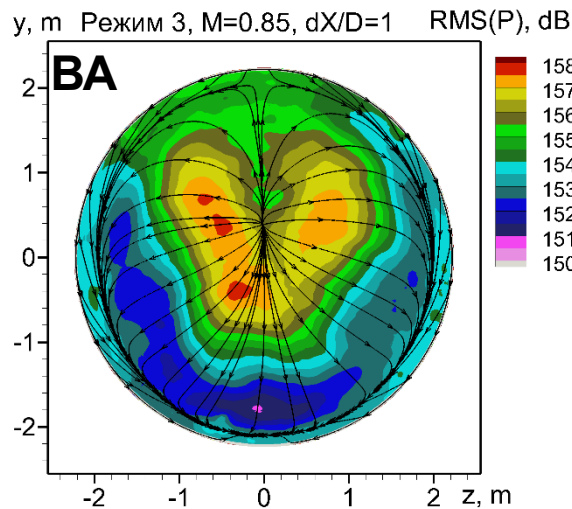


- При увеличении расстояния ($dX/D \geq 1.0$) осевая симметрия теряется (симметричное течение оказывается неустойчивым)



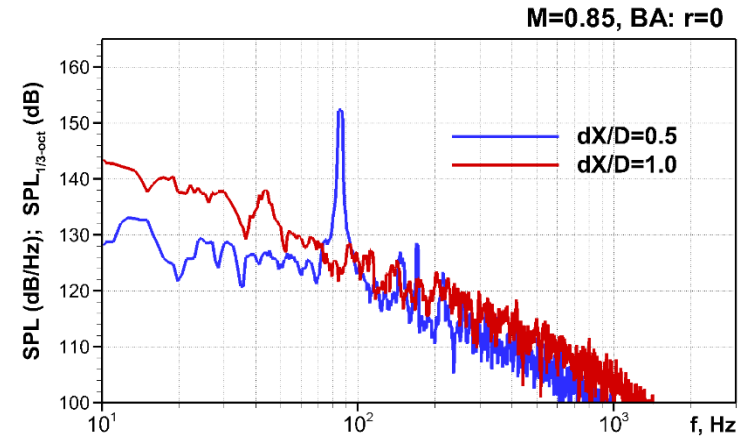
Нестационарные нагрузки ($dX/D \geq 1.0$)

- При больших расстояниях между экранами ($dX/D \geq 1.0$) нестационарная нагрузка оказывается наиболее сильной на внешней части экрана ДО
 - Это вызвано **прямым взаимодействием** турбулентных слоев смешения с поверхностью экрана: ее величина достигает 170 дБ

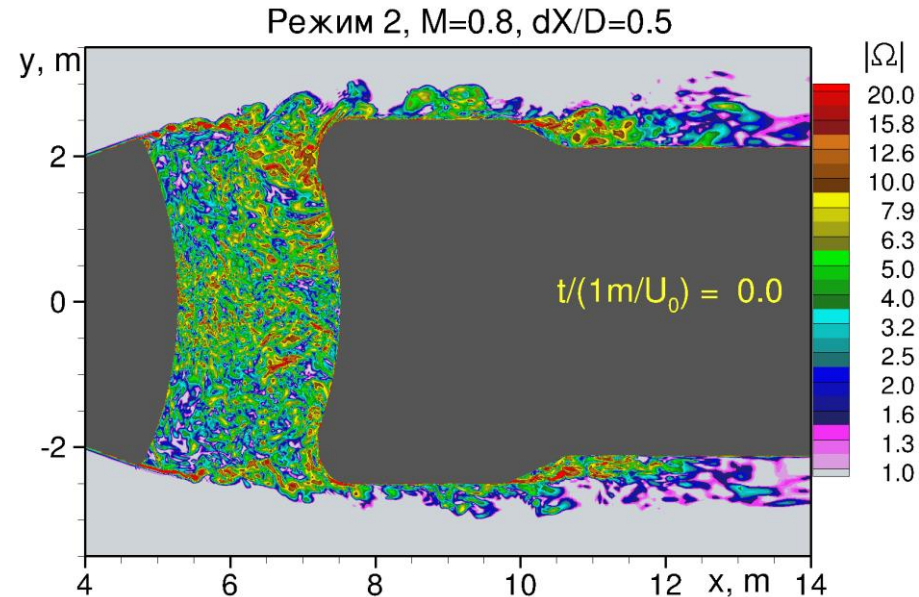
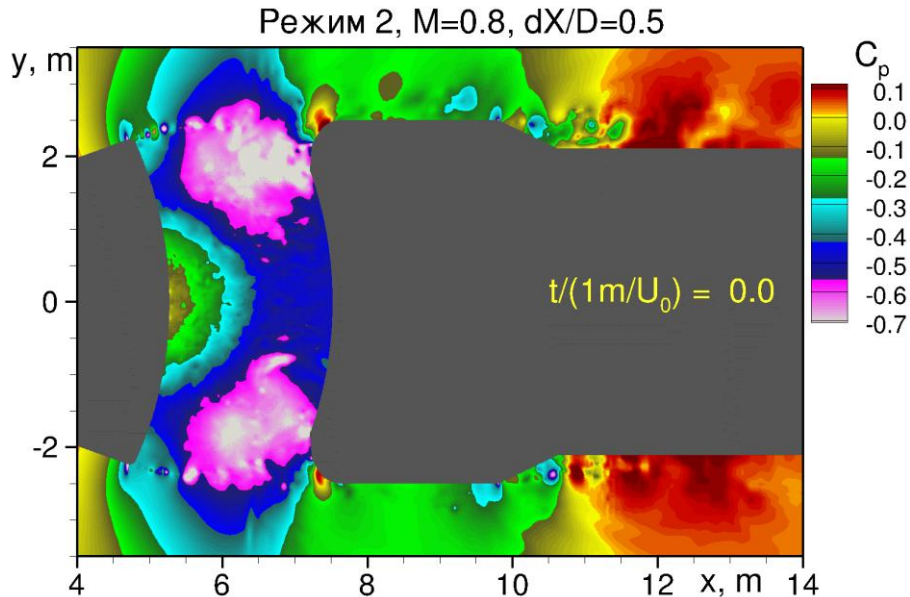


Резонансный режим (1/3)

- При малых расстояниях между экранами ВА и ДО ($dX/D=0.5$) в зазоре возникают интенсивные глобальные колебания давления
 - В спектре давления наблюдается ярко выраженный (до 20-30 дБ) гармоническая составляющая



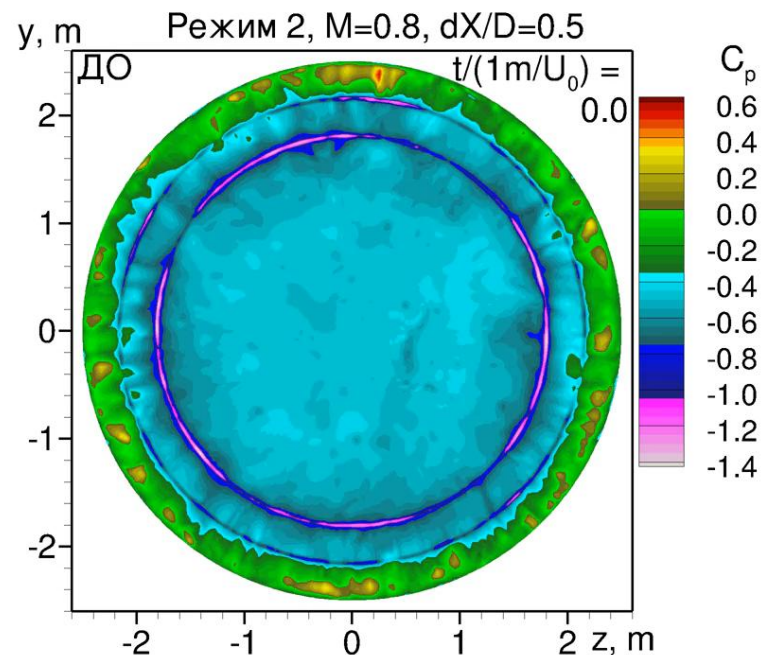
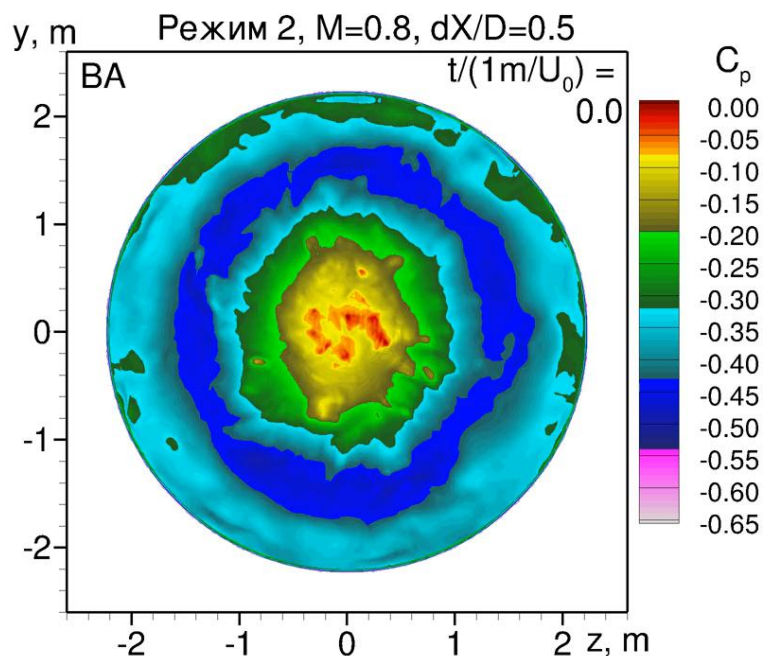
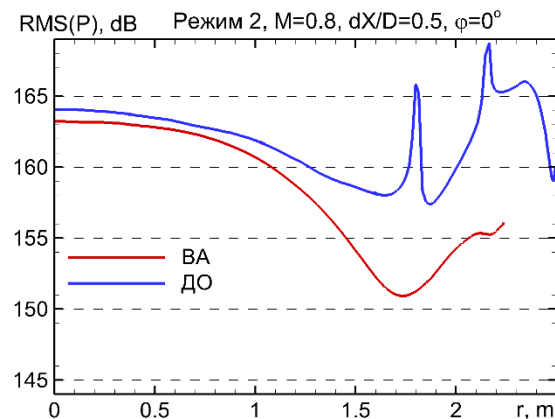
Спектр давления в центре экрана ВА



Резонансный режим: анимации давления и завихренности

Резонансный режим (2/3)

- Воздействие гармонического сигнала на экраны ВА и ДО наиболее существенно в их центрах

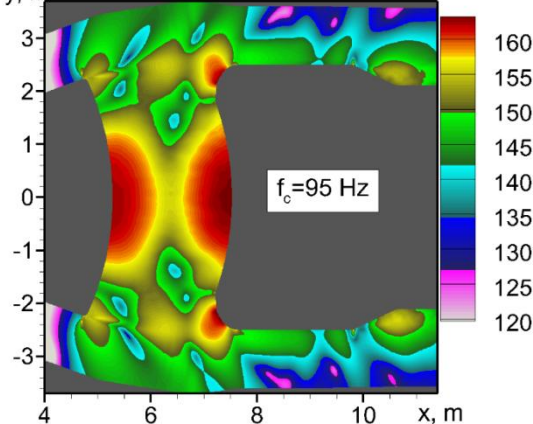


Анимация возмущения давления на поверхности экранов ВА и ДО

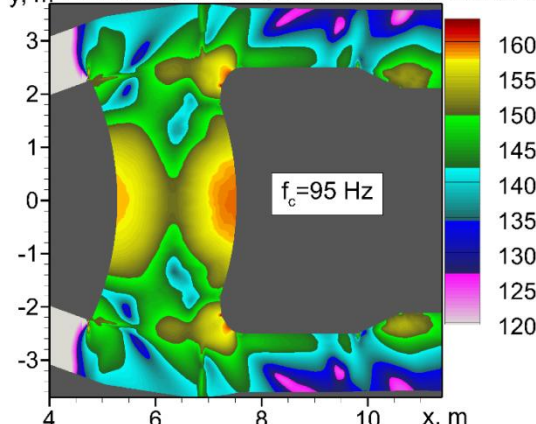
Резонансный режим (3/3)

- При трансзвуковых режимах распределение интенсивности гармонических колебаний в пространстве крайне чувствительно к величине числа Маха

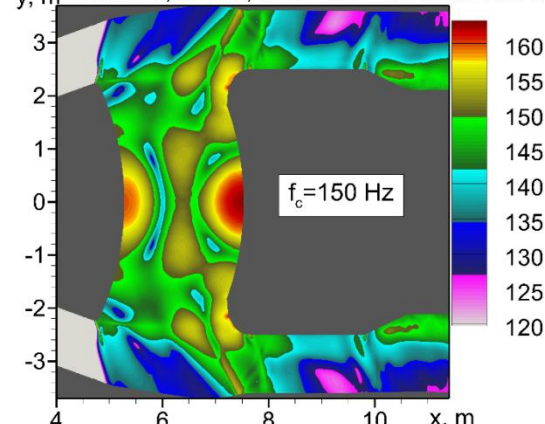
Режим 2, $M=0.8$, $dX/D=0.5$ 1/3 octave SPL



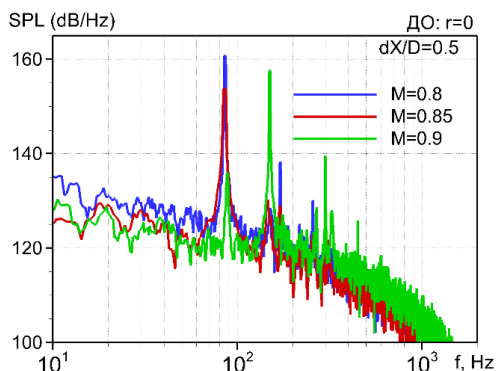
Режим 2а, $M=0.85$, $dX/D=0.5$ 1/3 octave SPL



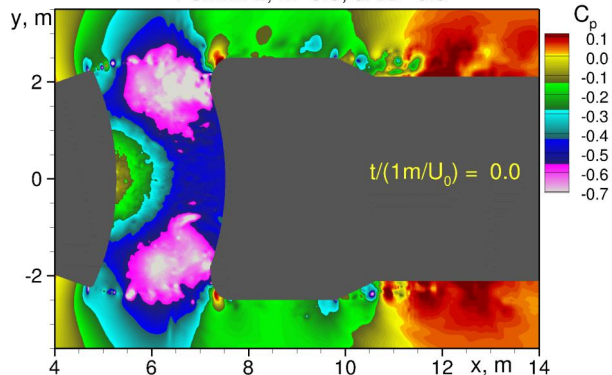
Режим 6, $M=0.9$, $dX/D=0.5$ 1/3 octave SPL



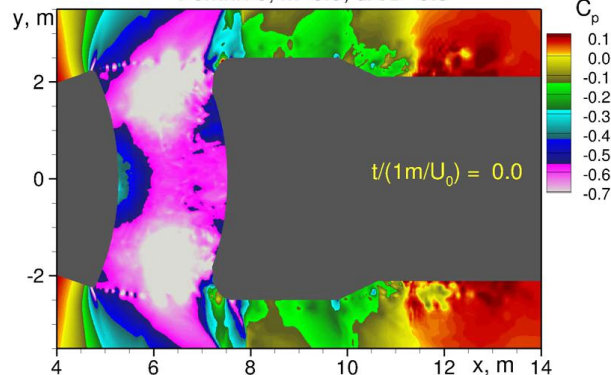
- При изменении числе Маха в узком диапазоне от 0.85 до 0.9 происходит значительное изменение частоты колебаний



Режим 2, $M=0.8$, $dX/D=0.5$



Режим 6, $M=0.9$, $dX/D=0.5$

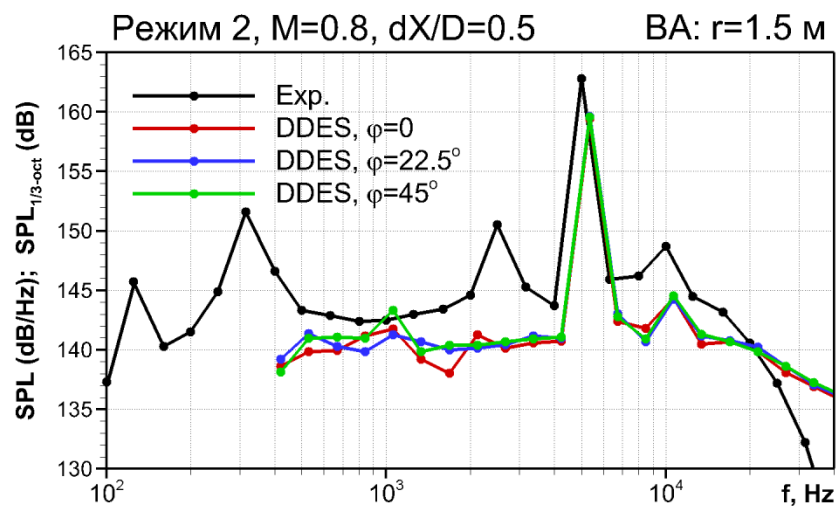


Сравнение результатов расчетов с экспериментом ЦНИИМАШ

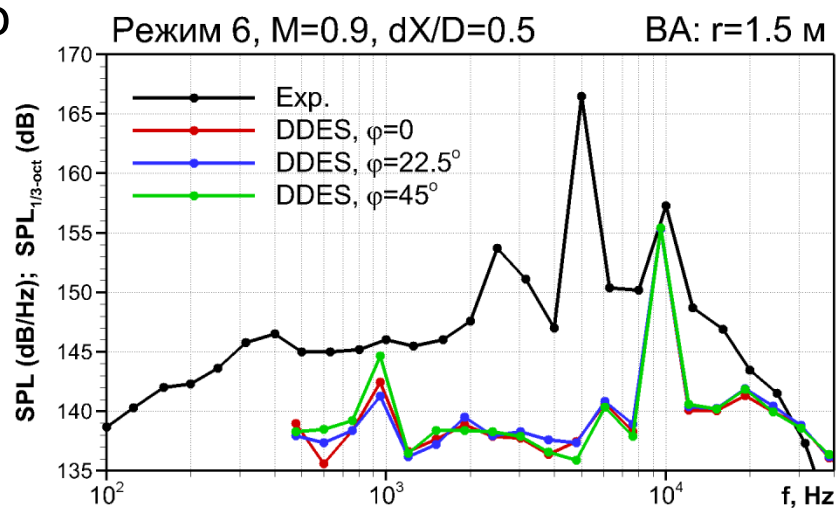
• В 2017 году в ЦНИИМАШ был проведен ряд экспериментов

- Модель в масштабе 1:70
 - ✓ Число Рейнольдса примерно в 30 раз меньше натурного
- Модель ВА была неподвижна, а модель ДО непрерывно и равномерно перемещалась в осевом направлении
 - ✓ За 45 сек зазор между ВА и ДО равномерно расширялся от 0.5dX/D до 5.0dX/D

- При M=0.8 результаты расчета хорошо согласуются с экспериментом
- При M=0.9 в эксперименте, в отличие от расчета, не наблюдается сдвига частоты пика
 - ✓ Скорее всего, это связано с различными границами резонансного режима в расчете (полетные условия) и в эксперименте (модель)



Спектр давления на экране ВА при M=0.8



Спектр давления на экране ВА при M=0.9

Заключение

- В рамках двухэтапного RANS-LES подхода с использованием NTS-кода проведены нестационарные трехмерные расчеты обтекания пилотируемого космического корабля при отделении головного блока для различных режимов полета
 - Высота полета от 4 до 16 километров, число Маха от 0.6 до 1.5
- Показано, что максимальный уровень пульсаций (до 170 дБ) наблюдается на экране ДО в области взаимодействия с ним турбулентных структур слоя смещения, оторвавшегося от поверхности ВА
- На начальной стадии разделения (при малых расстояниях между ВА и ДО) в зазоре возникает акустический резонанс (формируются стоячие волны), в результате чего в спектрах давления появляются ярко выраженные тона на частотах от 80 Гц до 160 Гц
 - Именно эти тона определяют максимальную акустическую нагрузку на поверхность ВА, которая достигает 160-165 дБ
 - Наличие резонансных режимов также подтверждается экспериментальными исследованиями ЦНИИМАШ, выполненными на модели масштабом 1:70

Спасибо за внимание

