

# Код Jet3D: итоги в 2017 года

Аюпов Р.Ш., Бендерский Л.А., Жигалкин А.С., Любимов Д.А.,  
Польняков Н.А., Терехова А.А., Честных А.О.

*ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва, Россия*

## Содержание:

1. Характеристики кода
2. Новая версия RANS/ILES метода
3. Распад однородной изотропной турбулентности
4. Нерасчетная холодная сверхзвуковая струя из сопла с  $\pi=21.8$
5. Влияние геометрии сопла и температуры на входе с сопло на течение и параметры турбулентности нерасчетной прямоугольной сверхзвуковой струи
6. Влияние переменной теплоемкости на течение в горячей сверхзвуковой струе
7. Эволюция горячей нерасчетной сверхзвуковой пристеночной струи натекающей на газоотбойник
8. Исследование спектров пульсаций давления при взаимодействии пары горячих нерасчетных сверхзвуковых струй с газоотбойником. Влияние спутного ветра.
9. Исследование эффективности управления течением в пространственном дозвуковом ВЗ, интегрированным с планером ЛА
10. Влияние геометрии и дросселирования сверхзвукового ВЗ на спектральные характеристики пульсаций давления в канале ВЗ
11. Управление течением в ВЗ сверхзвукового делового самолета с помощью синтетических струй (Пятиугольный ВЗ)

# Характеристики кода

**Название кода:**

*JET3D*

**Что моделируется (классы течений):**

*несжимаемые течения*

*сжимаемые течения: дозвук - гиперзвук*

*аэроакустика*

**Модели:**

*N-C*

**Моделирование турбулентных течений:**

*RANS URANS DES RANS/ILES*

**Сетки и сеточные технологии:**

*структурированные многоблочные криволинейные сетки,*

*импорт сеток и граничных условий из CFD-GEOM*

**Численные методы:**

*Конечно-объемные*

*Переменные: плотность-скорость*

*Порядок аппроксимации по пространству 3-5 для несжимаемых течений, 5-9 для предраспадных параметров в схеме Роу для сжимаемых течений*

**Интегрирование по времени:**

*неявная схема*

**Ускорение вычислений:**

*OpenMP-MPI*

**Язык программирования:**

*FORTRAN*

## Новая версия RANS/ILES метода

В RANS/ILES методе [Любимов Д.А. Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений методом моделирования крупных вихрей // ТВТ. 2012. Т.50. № 3. С. 450-466.]

модифицированное расстояние  $d_{ILES}$  вычислялось по формулам:

$$d_{ILES} = d, \quad \text{при } d \leq C_{ILES} \Delta_{max}, \quad d_{ILES} = 10^{-6}H, \quad \text{при } d > C_{ILES} \Delta_{max}$$

$H$  – характерный размер задачи,  $\Delta_{max}$  – максимальный размер текущей ячейки,

$C_{ILES}=0.65$  – определяет **только** положение перехода от RANS к ILES. В методе DES  $C_{DES}$  определяет еще и уровень подсеточной вязкости в области LES.

В модифицированном варианте RANS/ILES метода расстояние  $d_{ILES}$  определялось следующим образом:

$$d_{ILES} = \max(d_{\Delta}, d_f)$$

Входящие в выражение для  $d_{ILES}$  величины были определены следующим образом:

$$d_{\Delta} = d, \quad \text{при } d \leq C_{\Delta} \Delta_{max}, \quad d_{\Delta} = 10^{-6}H, \quad \text{при } d > C_{\Delta} \Delta_{max}$$
$$d_f = df_d, \quad \text{при } f_d \geq f_{dmin}, \quad d_f = 10^{-6}H, \quad \text{при } f_d < f_{dmin}$$

Выражение для  $f_d$  имеет структуру аналогичную использованной в методе IDDES [Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.K., Travin A.K. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modeled LES capabilities // Int. J. Heat Fluid Flow. 2008. V. 29. P. 1638–1649.]:

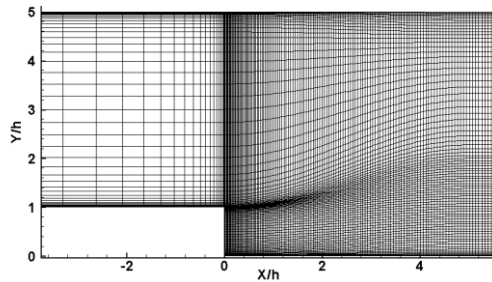
$$f_d = \max(f_{dt}, f_b)(1 + f_e \Psi)$$

В выражении для  $f_d$  функции  $f_b$ ,  $f_e$  и  $\Psi$  такие же, как и в методе IDDES. Функция  $f_{dt}$  определена следующим образом:

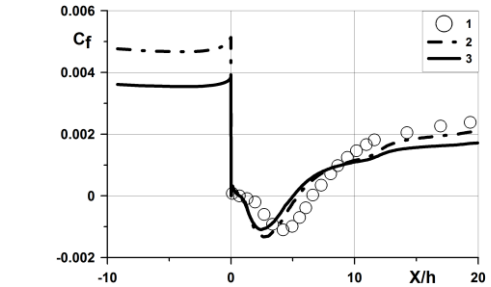
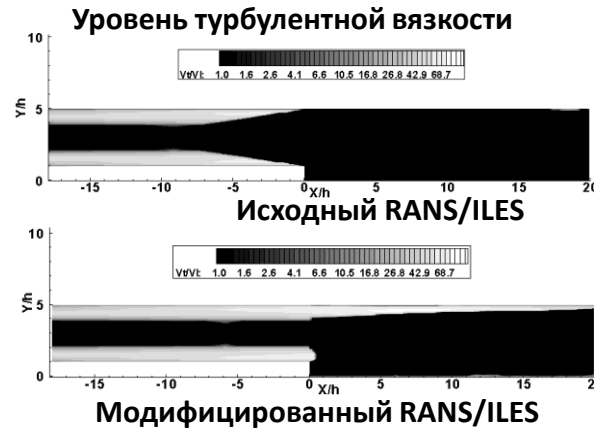
$$f_{dt} = \text{th}((C_{dt} r_{dt})^3)$$

$C_{\Delta}=1$ ,  $C_{dt}=8$  и  $f_{dmin}=10^{-2}$  подбирались на основе тестовых расчетов. Другие функции, входящие в выражения для  $f_d$  и  $f_{dt}$ , совпадают с аналогичными в методе IDDES.

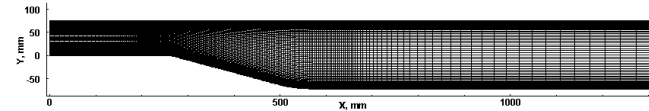
# Тестирование метода. Дозвуковые диффузоры с прямоугольным поперечным сечением.



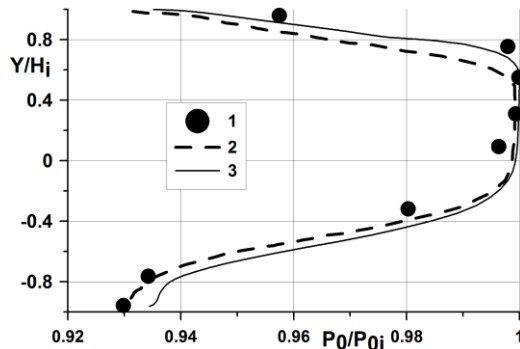
Число ячеек около  $1.4 \times 10^6$



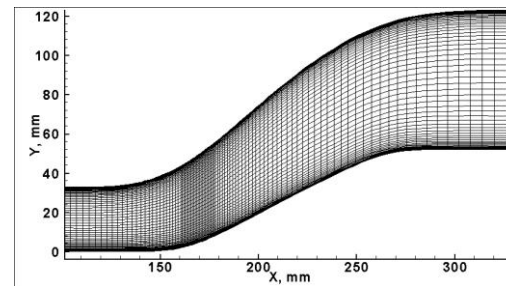
1 – Эксп. [Vogel J.C., Eaton J.K. J. Heat and Mass Transfer. 1985. V. 107. P. 922]  
2 – RANS/ILES – no-slip, 3 – wall function



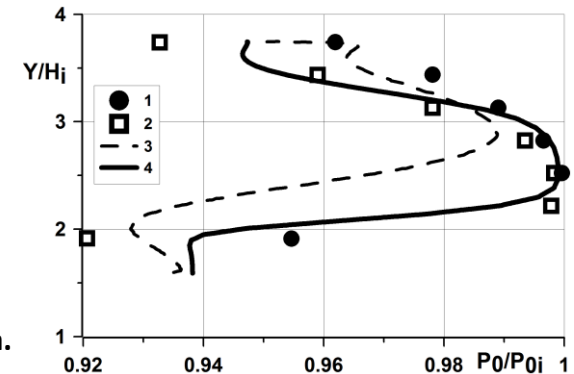
Число ячеек  $1.8 \times 10^6$



Распределение осредненного полного давления по высоте выходного сечения диффузора: 1 – эксп. [Stepanov V.A., Makarov A.Yu., Maslov V.P. Experimental Study of Synthetic Jets for the Control of Flows Separation in the Engine's Ducts // ICAS 2014], 2 – исходный RANS/ILES, 3 – модифицированный RANS/ILES

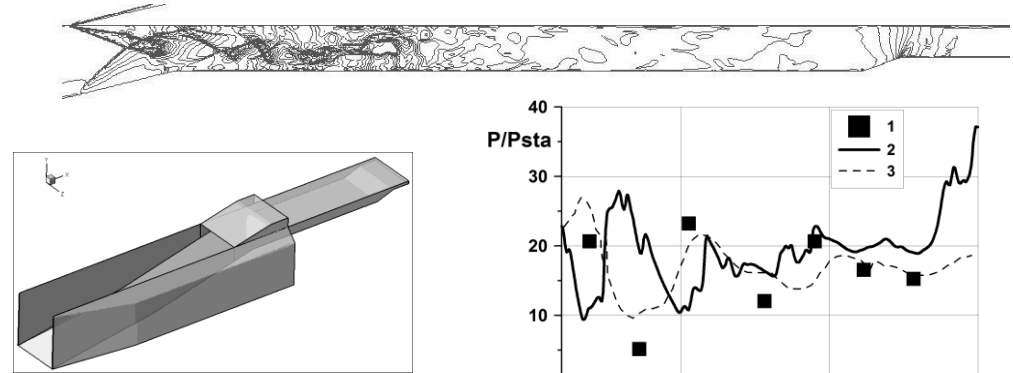
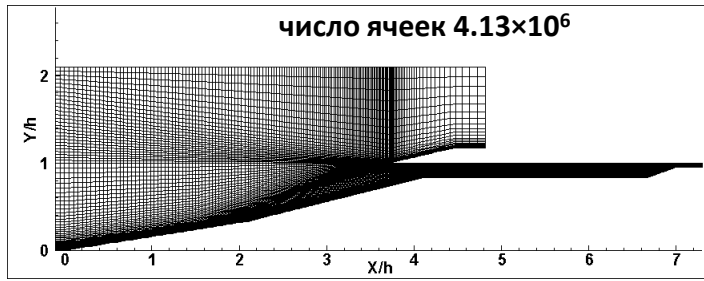


Фрагмент сетки S-образного диффузора.  
Общее число ячеек сетки  $0.53 \times 10^6$

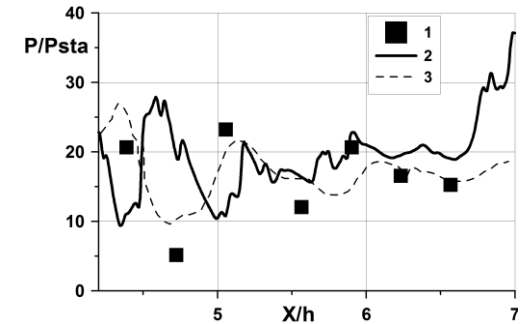


Распределение осредненного полного давления по высоте диффузора при  $X=350$  мм. Эксп. [Lyubimov D., Makarov A., Potekhina I. Experimental and numerical research of unsteady flow in curvilinear channel with active flow management using "synthetic" jets // ICAS 2012], 1 –  $M_i=0.29$ , 2 –  $M_i=0.4$ . Расчет: 3 – исходный RANS/ILES  $M_i=0.33$ , 4 – модифицированный RANS/ILES  $M_i=0.4$

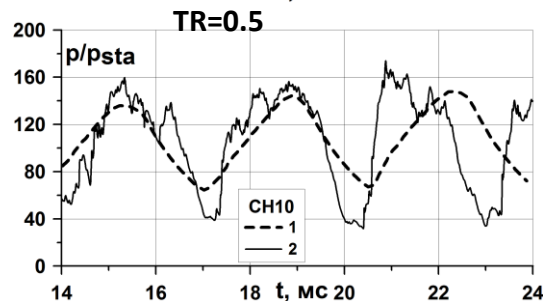
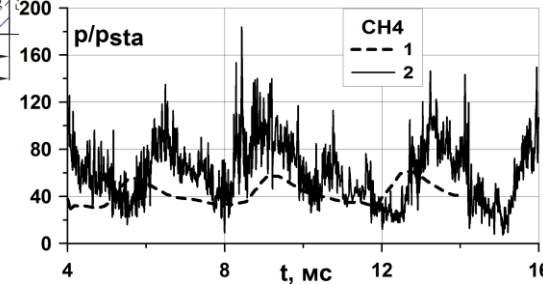
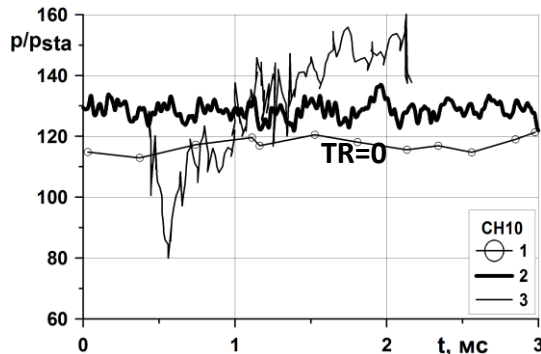
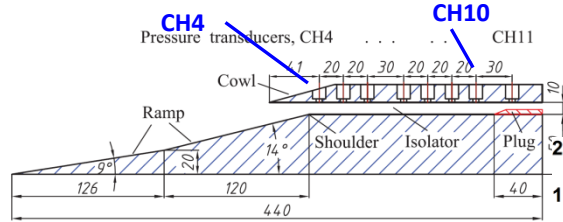
# Модельный ВЗ при $M_0=5.9$ . Сравнение с экспериментом и расчетом методом LES других авторов



На всех режимах дросселирования, независимо от режима течения на выходе из изолятора, задавалось постоянное статическое давление, соответствующее экспериментальному значению. В итоге на сверхзвуковых режимах около выхода был прямой скачок, а давление выше, чем в эксперименте.



Распределение давления вдоль верхней стенки канала изолятора ВЗ при  $TR=0$  : 1 – эксп. [Li Z., Gao W., Jiang H., Yang J. AIAA J. 2013. P. 2485- 2492], 2 – расчет модифицированным RANS/ILES методом ( $1.8 \times 10^6$  ячеек к изолятору), 3 – расчет с помощью LES [Sun P.Z., Shi H.T., Lu X.Y. Proc. Eng. 2015. V.126. P.179 – 183] ( $15.5 \times 10^6$  ячеек в изоляторе)



Частота помпажа и дроссельная характеристика

TR	$f_{эксп}$ Гц	$f_{расч}$ Гц	$\varphi$	$\sigma$
1	2	3	4	5
0	0	0	0.628	0.186
0.2	0	0	0.700	0.147
0.3	0	0	0.653	0.106
0.4	215	275	0.446	0.091
0.5	276	346	0.307	0.081
0.6	361	166	0.220	0.070
0.7	387	334	0.160	0.078

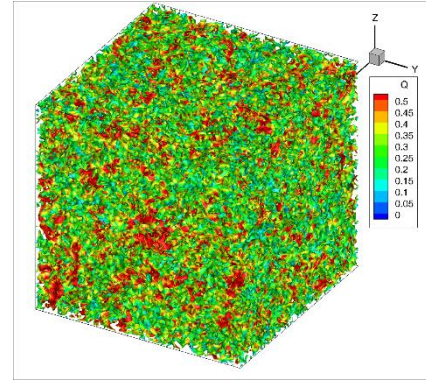
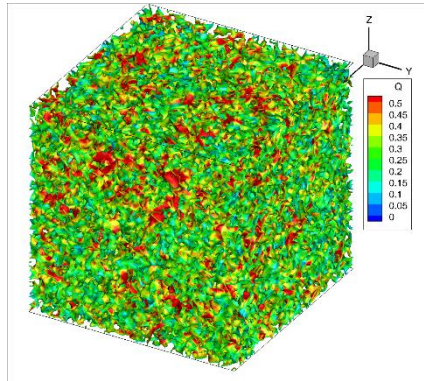
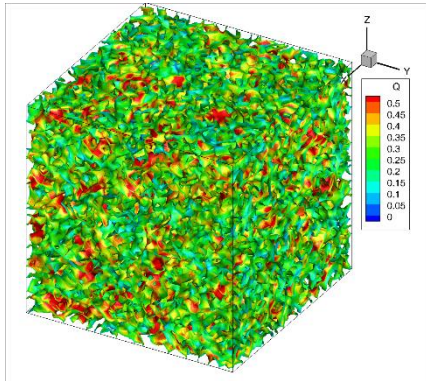
1 – эксп. , 2– модифицированный RANS/ILES , 3 – LES

# Распад однородной изотропной турбулентности. Изоповерхности Q критерия.

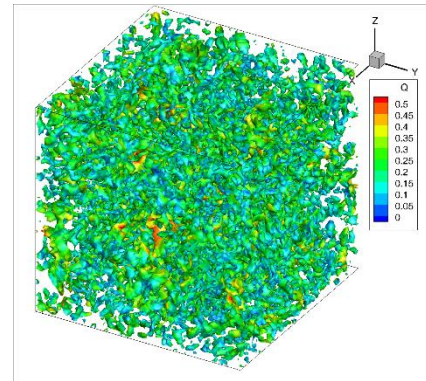
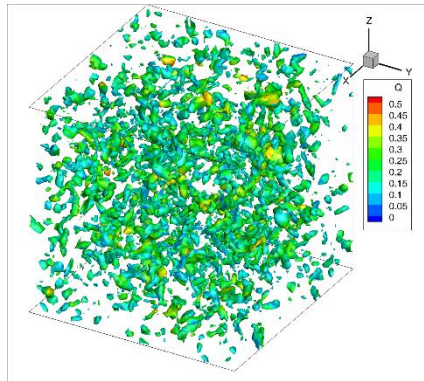
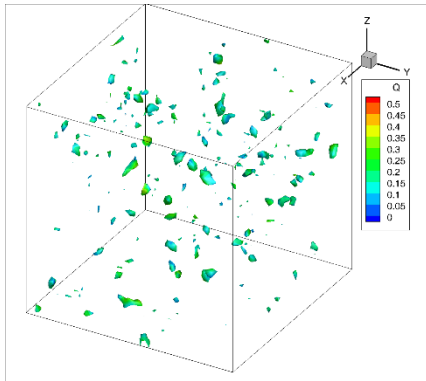
Число ячеек  $46^3$

Число ячеек  $64^3$

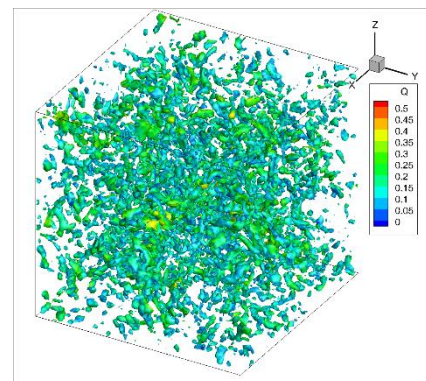
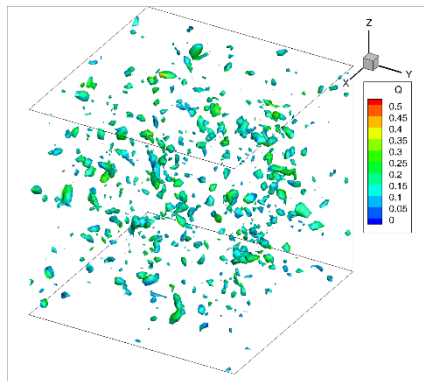
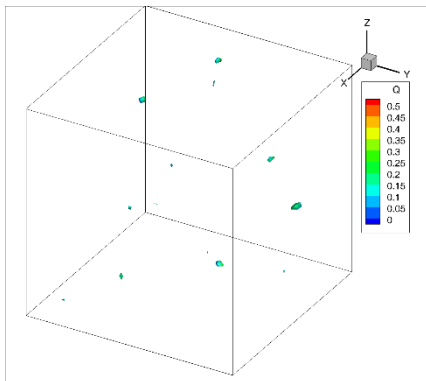
Число ячеек  $90^3$



$t=0.00$  с

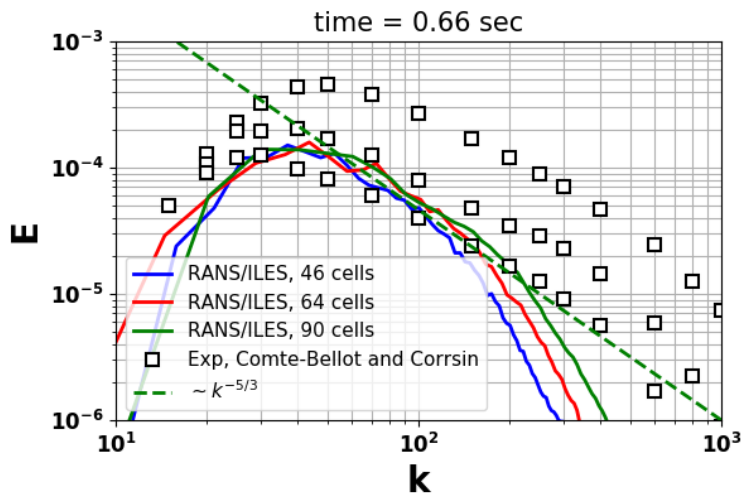
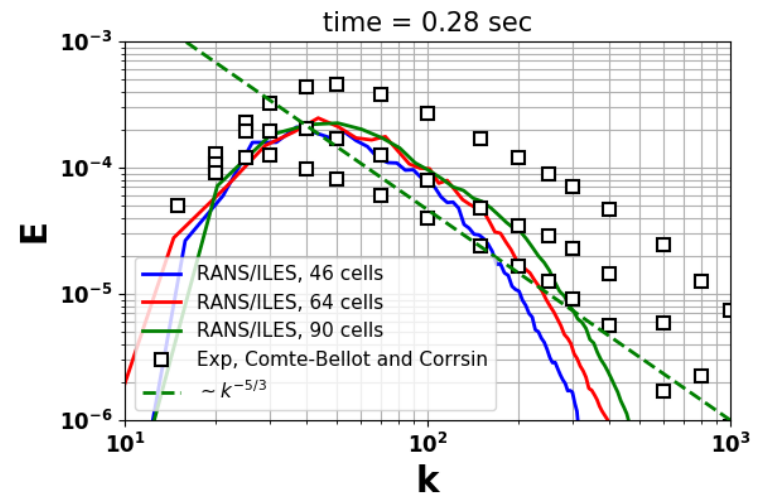
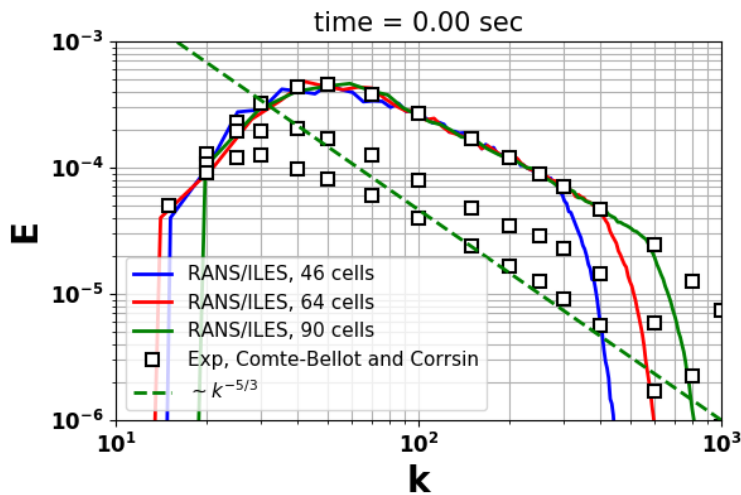


$t=0,28$  с



$t=0,66$  с

# Распад однородной изотропной турбулентности. Спектр энергии турбулентности.



- Спектр энергии турбулентности близок к экспериментальным данным
- При измельчении сетки улучшается описание спектра энергии турбулентности на высоких волновых числах, при почти неизменном описании остальной части спектра.

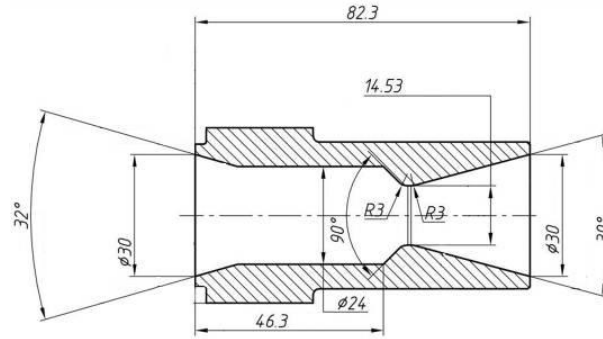


# Нерасчетная холодная сверхзвуковая струя из сопла с $\pi=21.8$

(Антипова М.С., Дядькин А.А., Запрыгаев В.И., Крылов А.Н. Компьютерное моделирование истечения холодной сверхзвуковой струи // Космическая техника и технологии. 2016. №1(12). С. 5–11.)

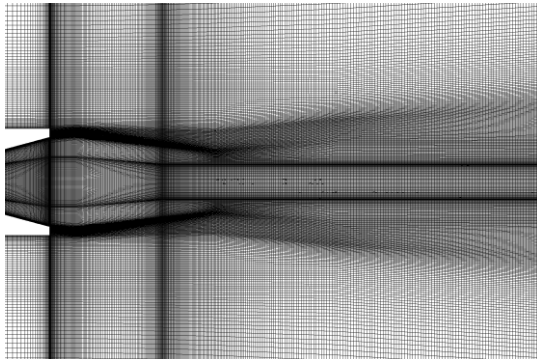


Внешний вид сопла



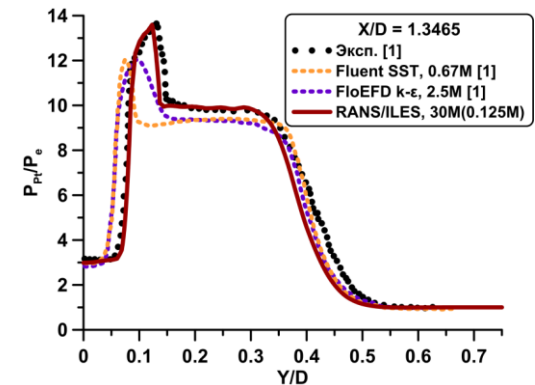
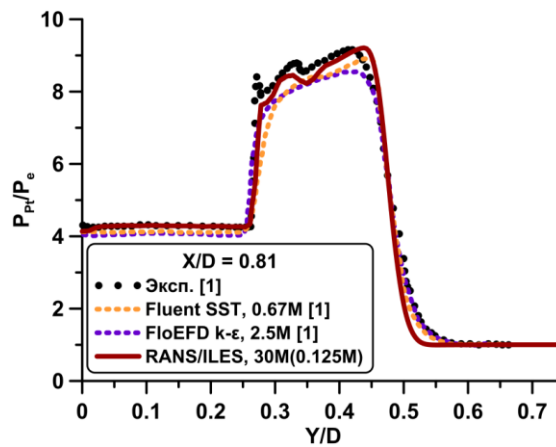
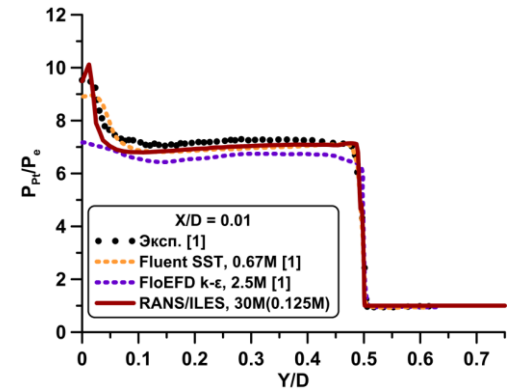
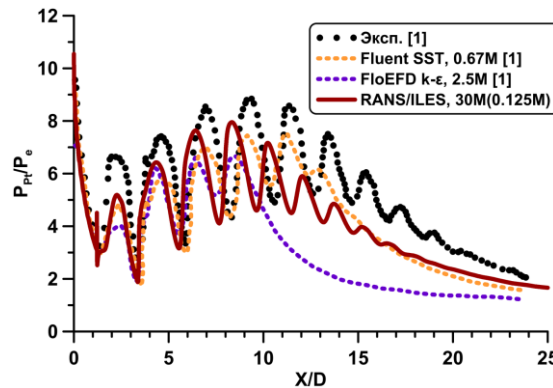
Геометрия сопла

$P_0$	$2.18 \cdot 10^6$ Па
$T_0$	300 К
$U_j$	594 м/с
$P_e$	$10^5$ Па
$T_e$	300 К

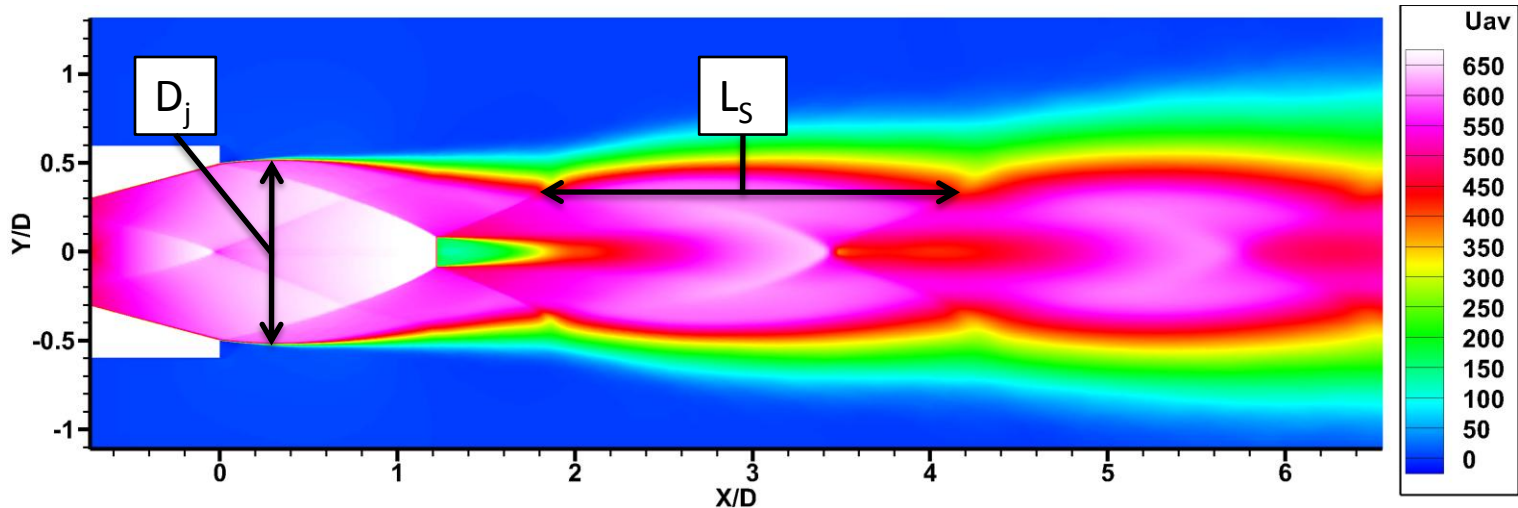


Сечение вблизи среза сопла

Общее число ячеек сетки  $30 \times 10^6$ , на радиальное сечение приходилось  $1.25 \times 10^6$  ячеек.



## Длина «бочек» струи



Шум сверхзвуковой струи складывается из шума смешения и широкополосного шума, вызванного ударными волнами (Broadband Shock Associated Noise — BSAN).

Одна из определяющих BSAN характеристик струи — длина бочки  $L_s$ . Известны эмпирические зависимости для её нахождения:

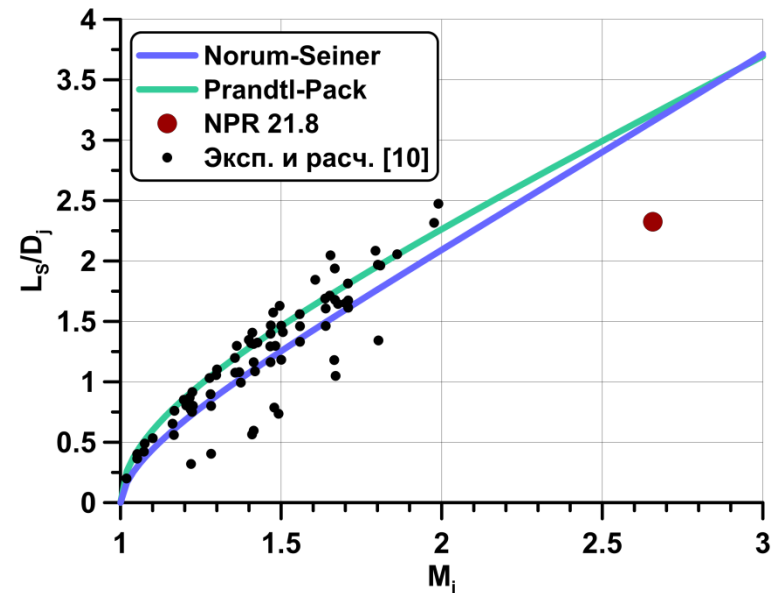
Prandtl – Pack[8]

$$\frac{L_s}{D_j} = \frac{\pi}{2.40483} (M_j^2 - 1)^{\frac{1}{2}}$$

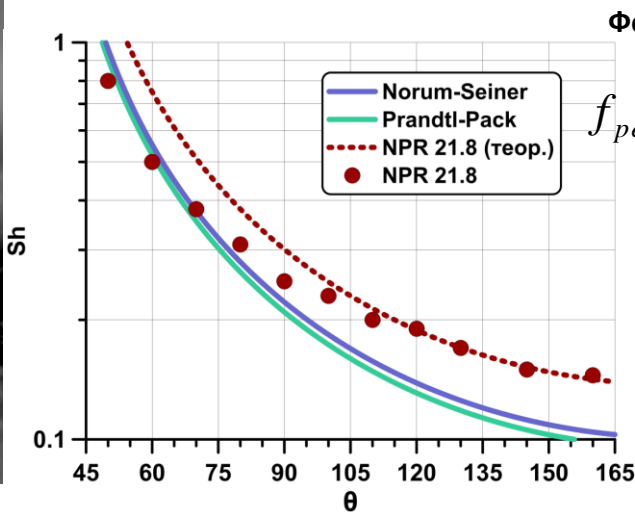
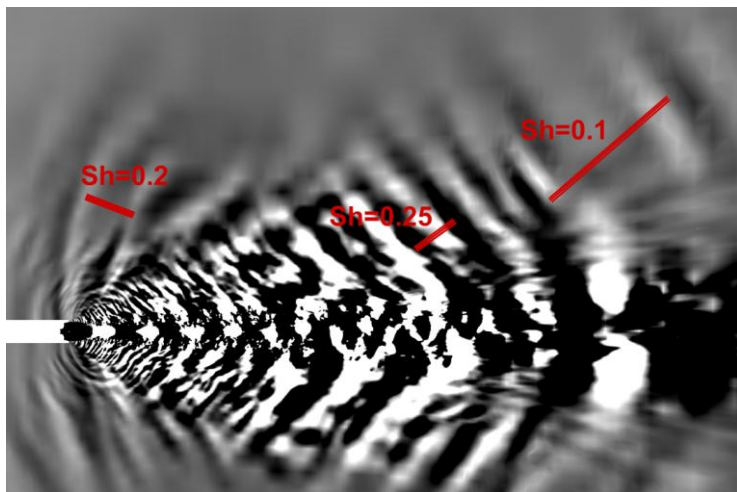
Norum – Seiner[9]

$$\frac{L_s}{D_j} = 1.1 (M_j^2 - 1)^{\frac{1.17}{2}}$$

Зависимости [8,9] дают завышенные значения для сопел с большим расчетным перепадом давления [10]. Наиболее точное совпадение для сужающихся конических сопел без расширяющейся части [10].



# Анализ спектров дальнего поля. Пиковые частоты шума ударных волн.



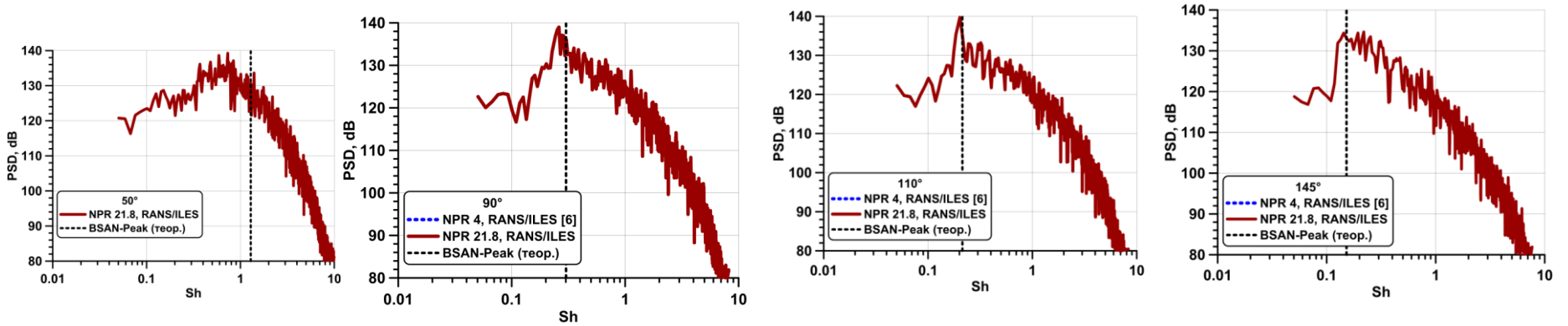
Формула для частоты пика[11]:

$$f_{peak} = \frac{U_c}{L_S \times \left( 1 - \frac{U_c}{a_\infty} \times \cos(\theta) \right)}$$

Теоретическая частота BSAN-пика от угла наблюдения рассчитана для трёх длин «бочек»: по Prandtl-Pack, по Norum-Seiner и по фактической длине из расчета.

Полученные значения частот для углов более 90° близки к теоретическим по длине бочки из расчета. Для углов от 90° и менее полученные частоты ниже ожидаемых.

В передней полусфере (θ>90°) ярко выраженного пика не наблюдается.



В спектре BSAN имеется пик, с увеличением угла θ пик становится уже, интенсивнее, а его частота снижается.

# Ссылки на источники

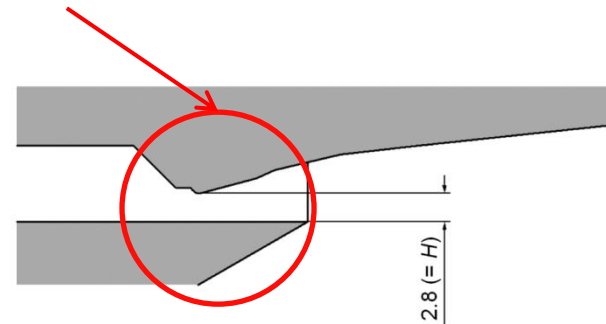
1. Антипова М.С., Дядькин А.А., Запрягаев В.И., Крылов А.Н. Компьютерное моделирование истечения холодной сверхзвуковой струи // Космическая техника и технологии. 2016. №1(12). С. 5–11.
2. Запрягаев В.И., Кавун И.Н., Кундасев С.Г. Расчетно-экспериментальное исследование газодинамической структуры сверхзвуковой перерасширенной струи. Вестник НГУ. Серия: Физика. Т.8, №4. С. 84–92.
3. Kweon Y.-H., Miyazato Y., Aoki T., Kim H.-D., Setoguchi T. Control of supersonic jet using a wire device. Journal of Sound and Vibration, 2006, vol. 297, pp. 167-182.
4. Vuorinen V., Yu J., Tirunagari S., Kaario O., Larmi M., Duwig C., Boersma B.J. Large-eddy simulation of highly underexpanded transient gas jets. Physics of fluids, 2013, vol. 25.
5. Kailasanath K., Liu J., Gutmark E., Munday D., Martens S. Impact of mechanical chevrons on supersonic jet flow and noise. Proceedings of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air. GT2009-59307.
6. Бендерский Л.А., Любимов Д.А., Потехина И.В., Федоренко А.Э. Применение RANS/ILES-метода высокого разрешения для расчета течения и ближнего акустического поля пристеночных струй и слоев // Уч. Зап. ЦАГИ. 2016. Т. XLVII. №2. С. 36-54.
7. Liu J., Corrigan A., Kailasanath K., Ramammurti R., Heeb N., Munday D., Gutmark E., Impact of Deck and Jet Blast Deflector on the Flow and Acoustic Properties of Imperfectly Expanded Supersonic Jets // AIAA P. 2013. №323.
8. **Pack D.C., A note on Prandtl's formula for the wavelength of a supersonic gas jet" Q. J. Mech. Appl. Math. 3, 173 (1950).**
9. **Heeb N., Gutmark E., Kailasanath K., Impact of chevron spacing and asymmetric distribution on supersonic jet acoustics and flow, Journal of Sound and Vibration 370 (2016) 54-81.**
10. **Munday D., Gutmark E., Liu J., Kailasanath K., Flow structure and acoustics of supersonic jets from conical convergent-divergent nozzles, Physics of Fluids 23(11) (2011) 116102.**
11. **Tam C.K.W., Seiner J.M., Yu J.C., Proposed relationship between broadband shock associated noise and screech tones, Journal of Sound and Vibration 110(2) (1986) 309–321.**

# Влияние геометрии сопла и температуры на входе с сопло на течение и параметры турбулентности нерасчетной прямоугольной сверхзвуковой струи

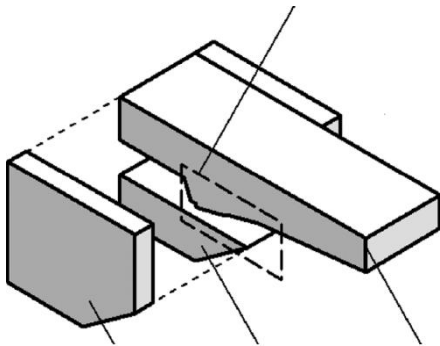
Разный контур сопла в окрестности горла, разная высота дозвуковой части



Сопло №1



Сопло №2

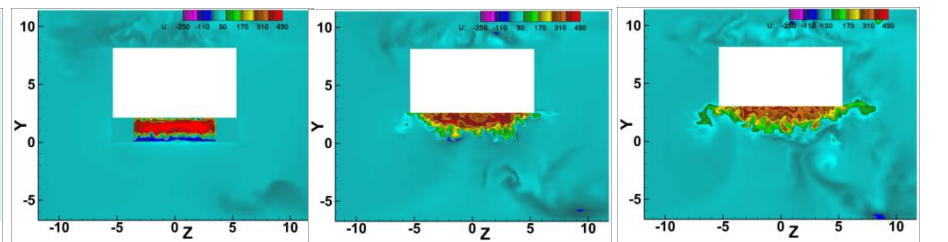
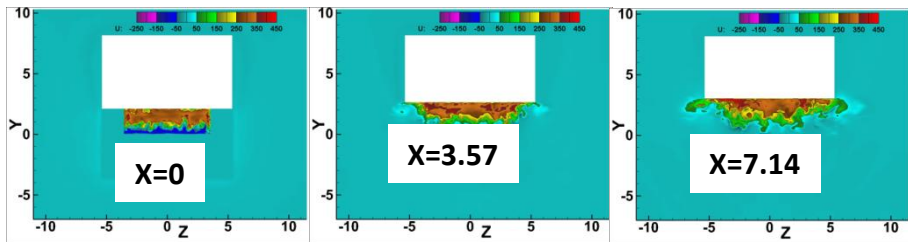
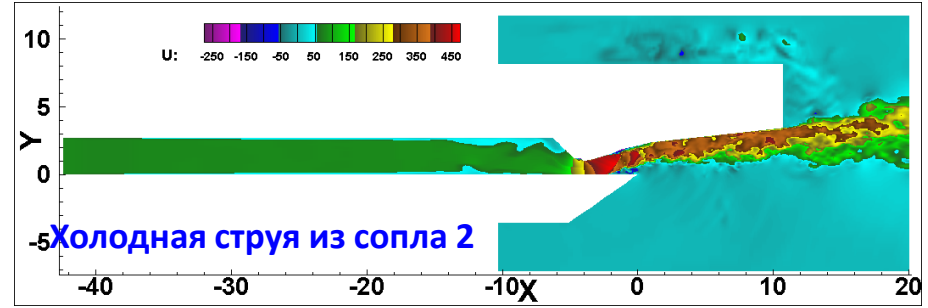
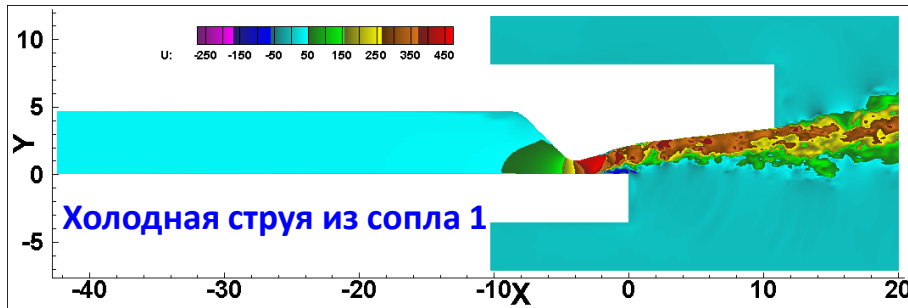


Параметры на входе в сопла: NPR=2.7 (режим взлета),  $T_0=288\text{K}$ ,  $T_0=908\text{K}$ .

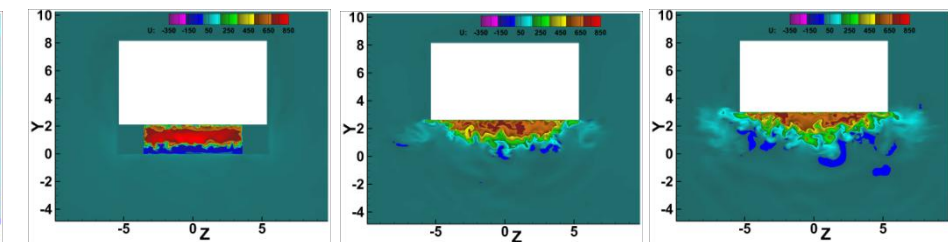
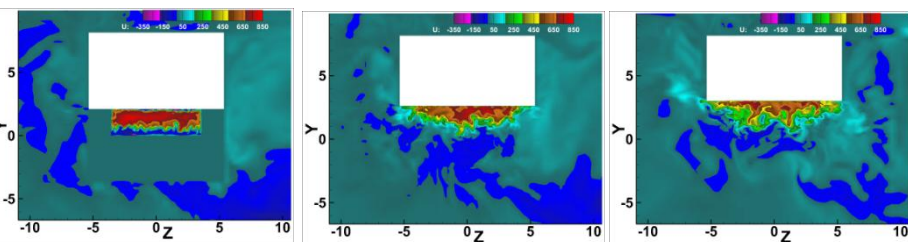
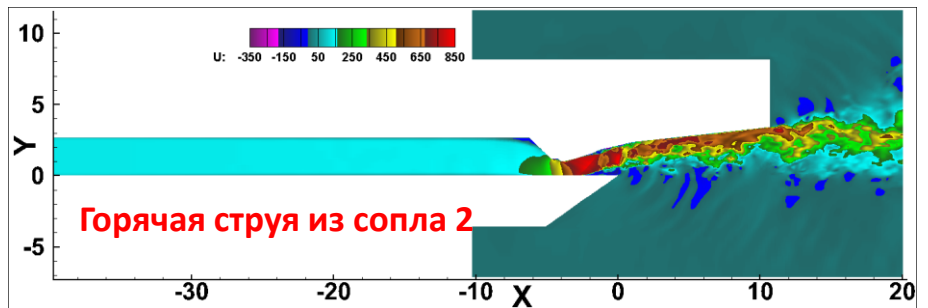
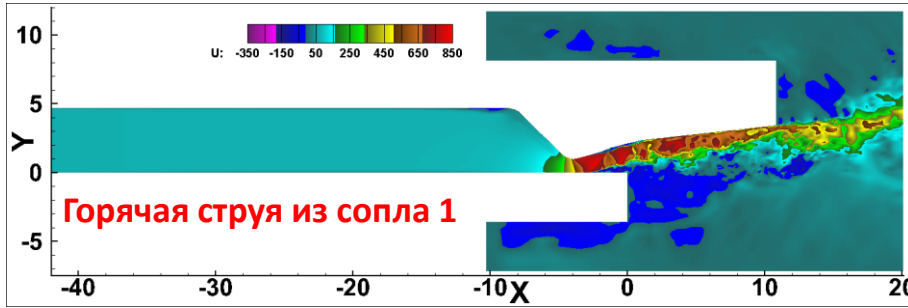
Числа Re, вычисленные по высоте горла сопла H при  $T_0=288\text{K}$  для сопел №1 и №2 были  $Re=2.8 \times 10^5$  и  $Re=1.19 \times 10^5$ . При  $T_0=908\text{K}$  –  $Re=7.6 \times 10^4$  и  $Re=3.2 \times 10^4$ . Сетка  $11 \times 10^6$  ячеек.

Схема сопел в эксп. [Araki M., Ijuin Y., Nishida S., Imamura O., Kojima T., Taguchi H. Mean-Flow and Acoustic Characteristics of Cold Jets from a Rectangular Hypersonic Nozzle // J/ Prop. Pow. 2014. V.30. №1, P. 221-232]

# Влияние геометрии сопла и температуры струи на поле мгновенной скорости



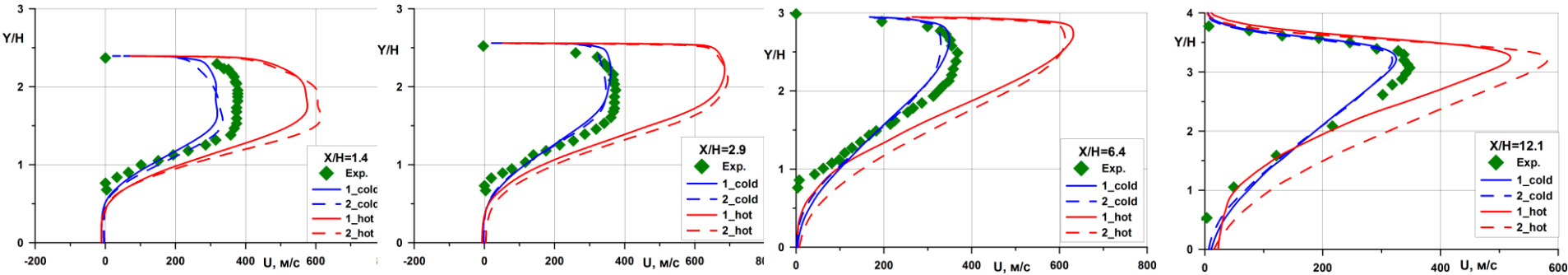
Картина течения слабо зависит от геометрии сопла.



Для горячих струй геометрия сопла оказывает большее влияние на течение в струе. У струи из сопла 2 торможение в струе происходит медленнее и с меньшими потерями.

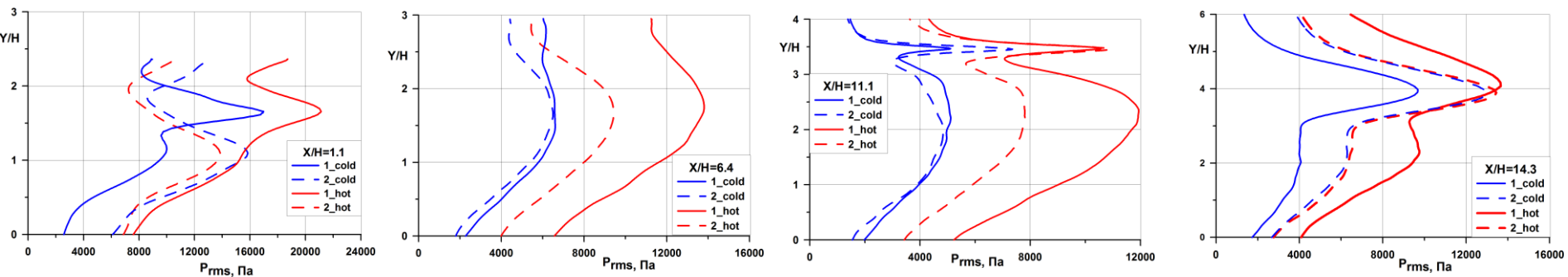
# Влияние геометрии сопла и температуры на входе в сопло на распределение параметров течения и турбулентности в поперечных сечениях струй.

## Осредненная продольная скорость



Для холодных струй влияние геометрии сопла на распределение и уровень скорости почти незаметно. Для горячих оно проявляется при удалении от горла. У горячей струи из сопла 2 выше скорость и давление по длине струи. Это свидетельствует о разном характере торможения потока в струях из разных сопел и о том, что потери полного давления в скачках уплотнения во второй струе меньше.

## Пульсации статического давления



Влияние геометрии сопла на уровень турбулентных пульсаций в некоторых сечениях струи, чем влияние  $T_0$ . В ядре горячих струй из разных сопел разница в уровне пульсаций в некоторых сечениях выше, чем с холодной струй из такого же сопла. У холодных струй зависимость уровня пульсации от геометрии сопла значительно слабее.

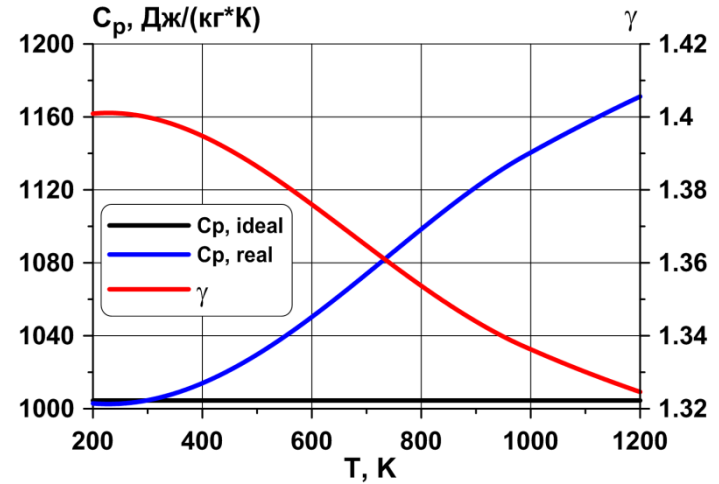
# Влияние переменной теплоемкости на течение в горячей сверхзвуковой струе

Для совершенного газа:

$$C_p - C_V = R \quad \gamma = \frac{C_p}{C_V}$$

$$C_p = \frac{\gamma}{\gamma - 1} R$$

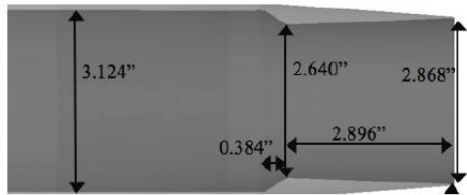
$$\gamma = \frac{C_p(T)}{C_p(T) - R}$$



Зависимость теплоемкости от температуры:

$$C_p(T) = \begin{cases} R(3.57364821 - 0.000721437223 \cdot T + 1.66773889E - 6 \cdot T^2 - 1.25630052E - 010 \cdot T^3 - 4.2061962E - 013 \cdot T^4), T < 1000K \\ R(3.09726462 + 0.00122912303 \cdot T - 4.14551575E - 007 \cdot T^2 + 6.57369495E - 011 \cdot T^3 - 3.87282063E - 015 \cdot T^4), T > 1000K \end{cases}$$

Расчетная сетка содержала  $4.5 \times 10^6$  ячеек



## Режимные параметры

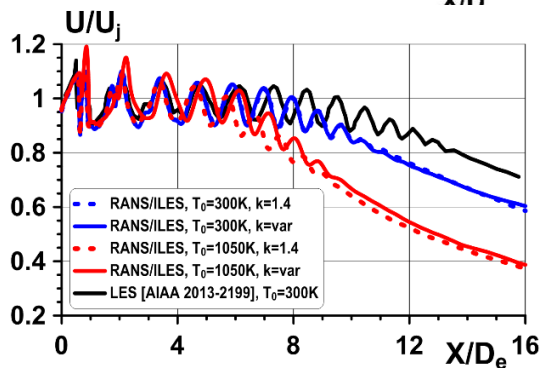
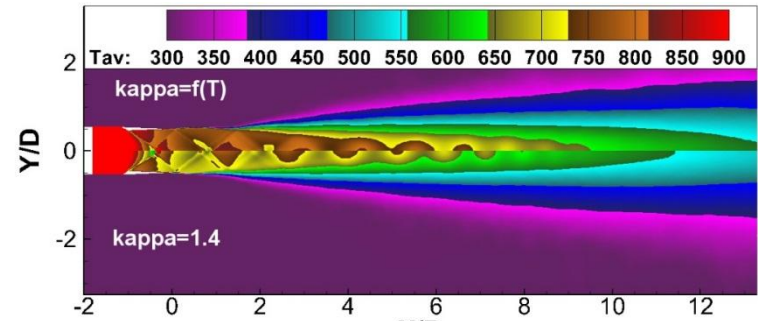
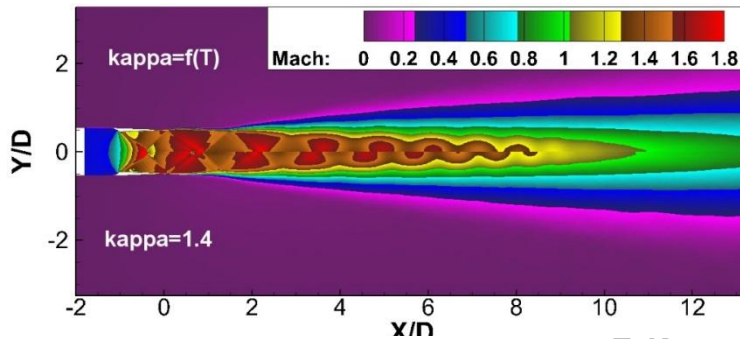
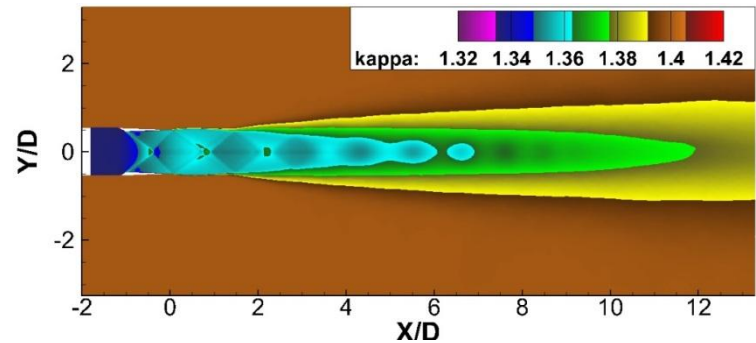
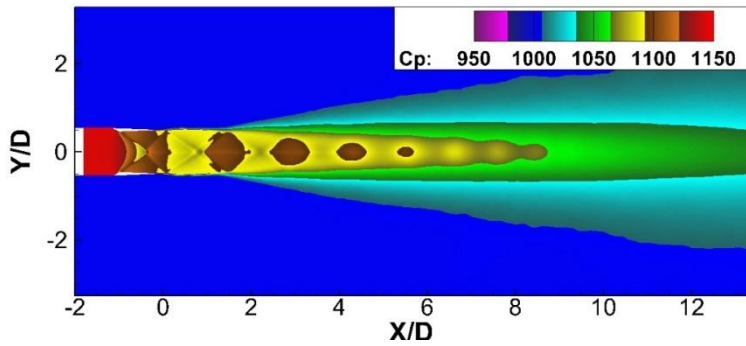
	холодная	горячая
$P_0$ , Па	$4 \times 10^5$	
$T_0$ , К	300	1050
$U_j$ , м/с	444	831
$M_j$	1.56	
Re	$2.4 \times 10^6$	$0.866 \times 10^6$

Геометрия сопла и режимные параметры взяты из работ:

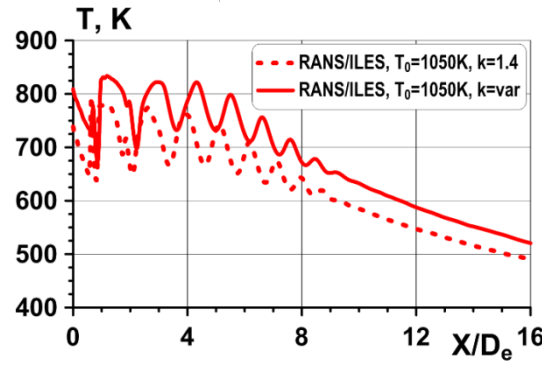
- Liu J., Corrigan A., Kailasanath K., Ramammurti R., Heeb N., Munday D., Gutmark E., Impact of Deck and Jet Blast Deflector on the Flow and Acoustic Properties of Imperfectly Expanded Supersonic Jets // AIAA P. 2013. №323.
- Kuizhi Y., Liangliang C., Hu L., Yunliang W. Analysis of jet blast impact of embarked aircraft on deck takeoff zone. // Aerospace Science and Technology. 2015. V. 45. P. 60-66.



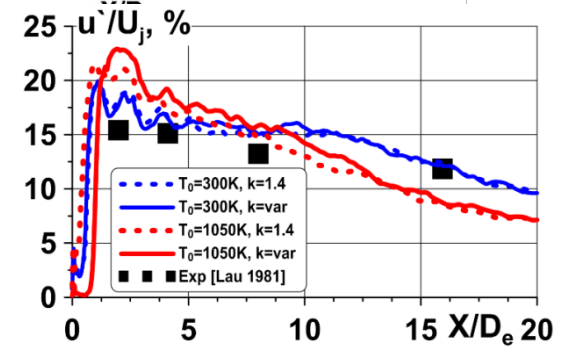
# Течение в горячей сверхзвуковой струе. Учет зависимости теплоемкости от температуры.



Распределение продольной скорости вдоль оси струй



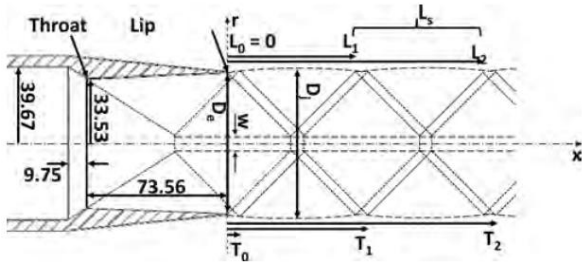
Распределение статической температуры вдоль оси струй



Распределение пульсаций продольной скорости в слое смешения

- Параметры течения для холодной струи с постоянным показателем адиабаты и с переменным совпадают.
- Температура горячей струи с  $k=f(T)$  выше на 5-10%, чем с постоянным показателем.
- Длина начального участка горячей струи с  $k=f(T)$ , больше на  $0.6D$  за счет изменения углов наклона скачков.
- Пульсации продольной скорости горячей струи с  $k=f(T)$ , выше на 5-12% при  $X/D_e < 12$ , чем для струи с  $k=1.4$ .

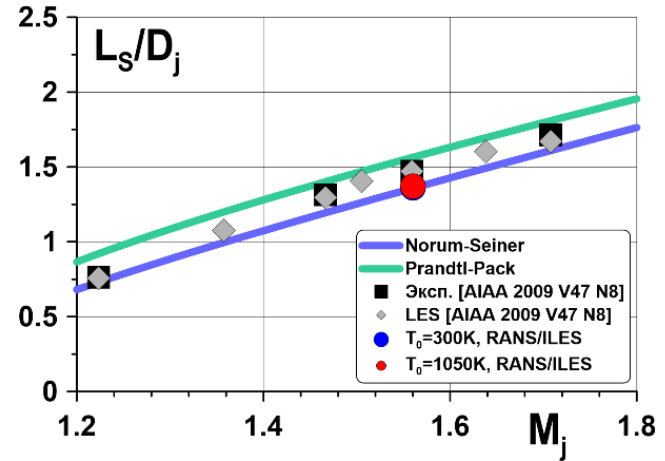
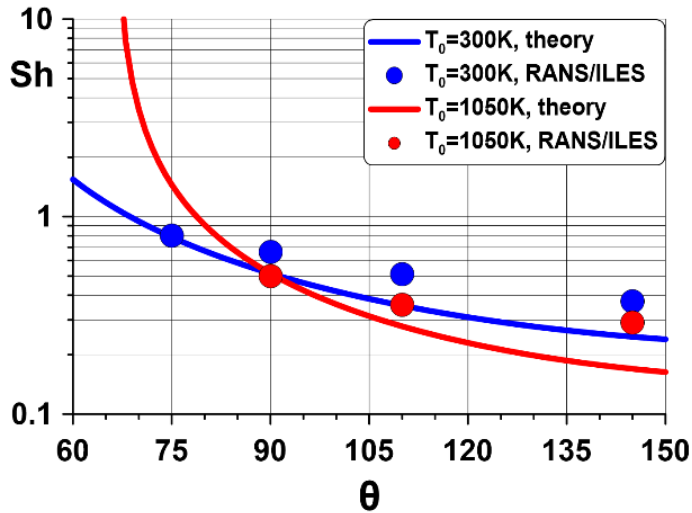
# Дальнее акустическое поле. Сравнение с эмпирическими данными.



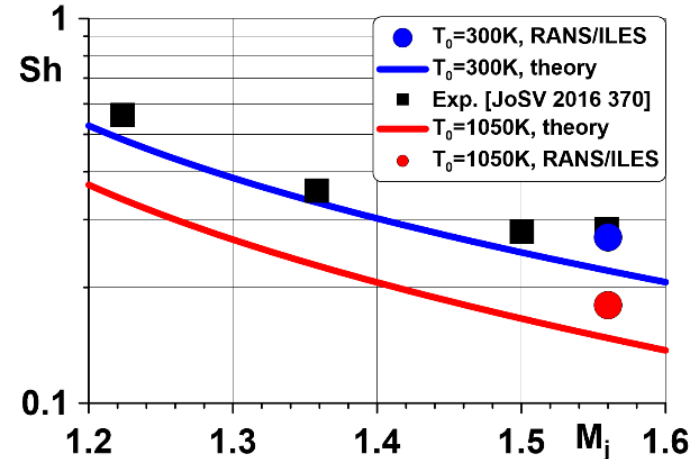
$$\frac{L_s}{D_j} = \frac{\pi}{2.40483} (M_j^2 - 1)^{1/2} \quad \text{Prandtl-Pack}$$

$$\frac{L_s}{D_j} = 1.1 (M_j^2 - 1)^{1.17/2} \quad \text{Norum and Seiner}$$

$$f_{BSAN} = \left[ L_s \left( \frac{1}{U_c} - \frac{\cos(\theta)}{a_{inf}} \right) \right]^{-1}$$

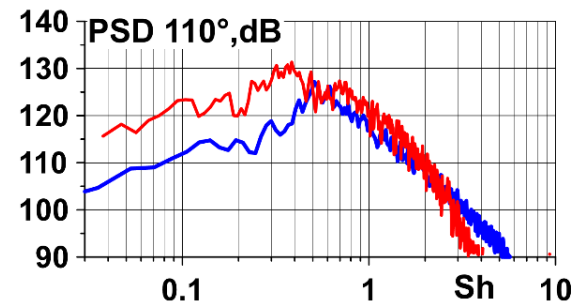
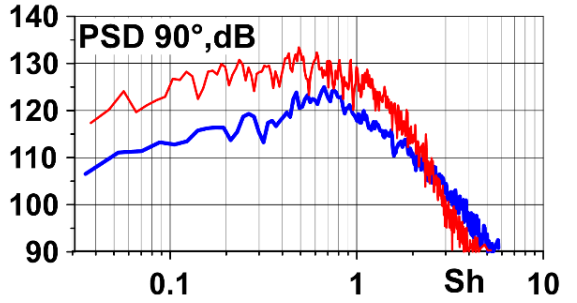
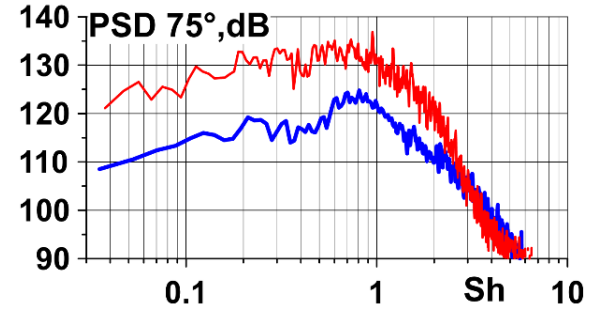
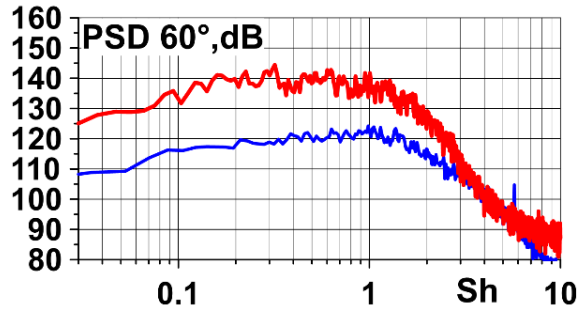
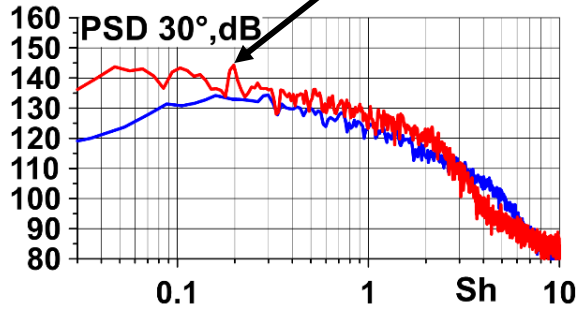


$$f_{screech} = \frac{U_c}{L_s \left( 1 + \frac{U_c}{a_{inf}} \right)}$$

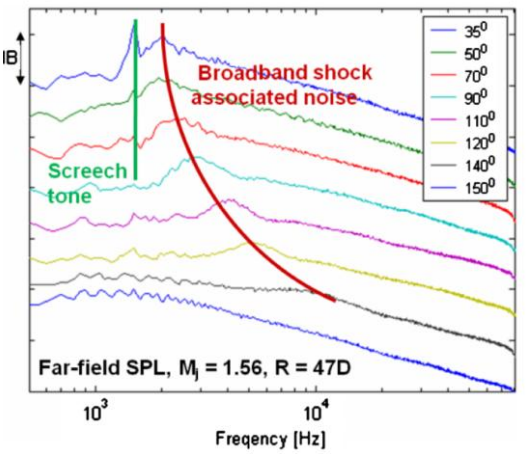
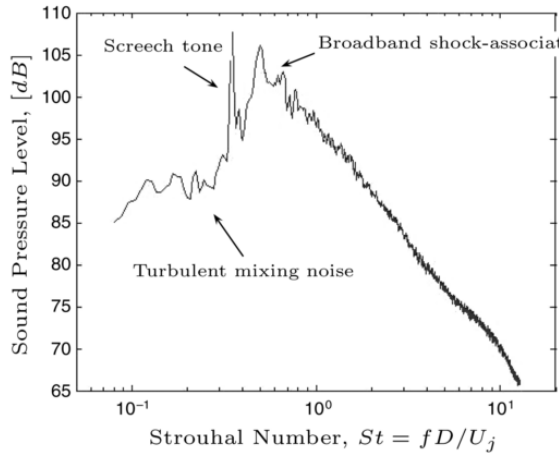
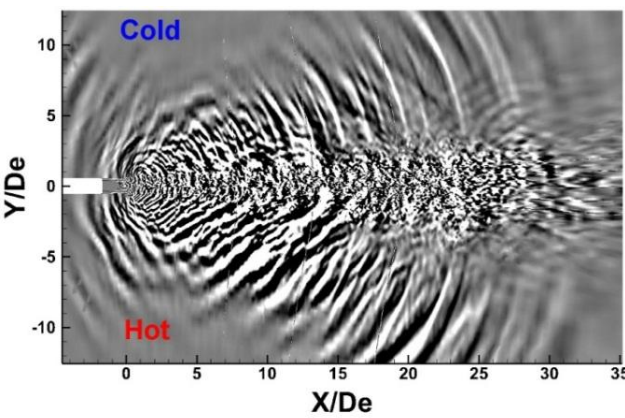
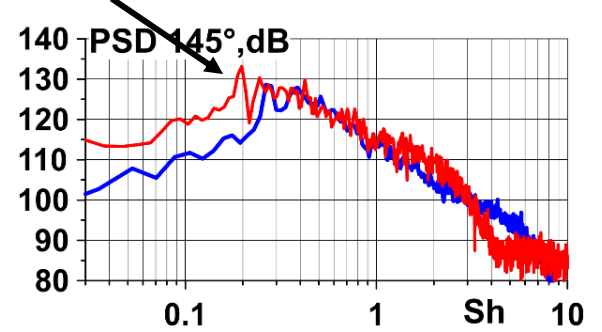


# Дальнее акустическое поле. Узкополосные спектры. ( $R/D_e=47$ )

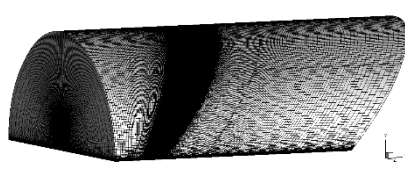
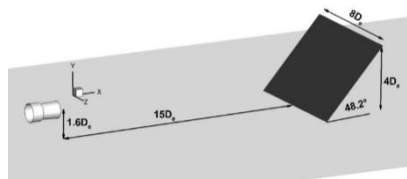
screech



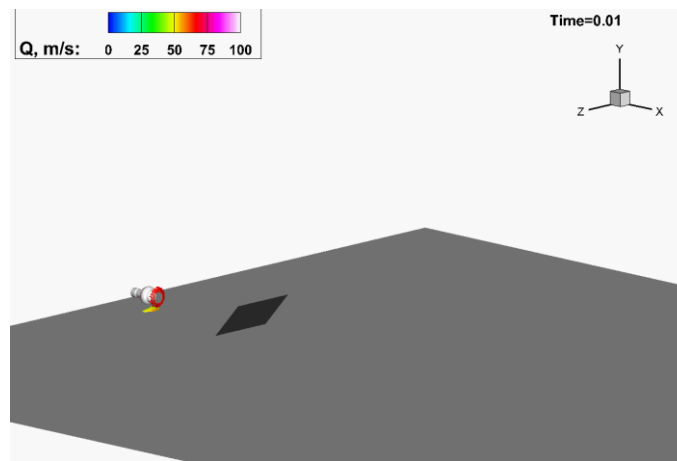
screech



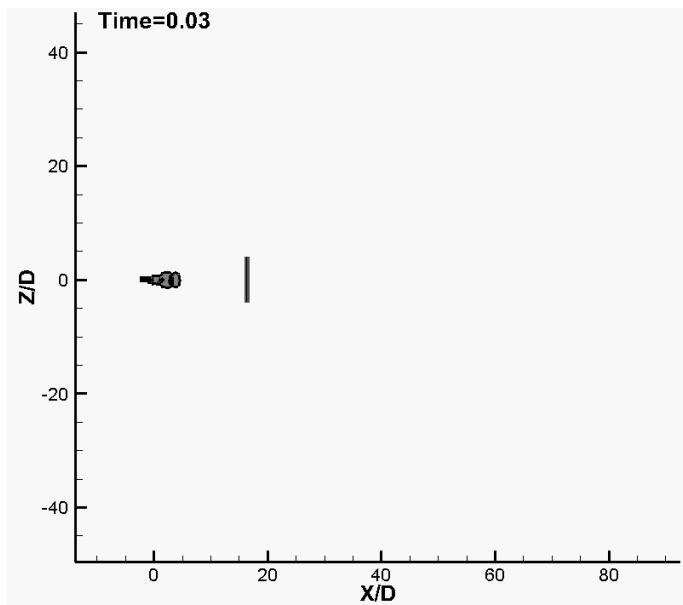
# Эволюция горячей нерасчетной сверхзвуковой пристеночной струи натекающей на газоотбойник



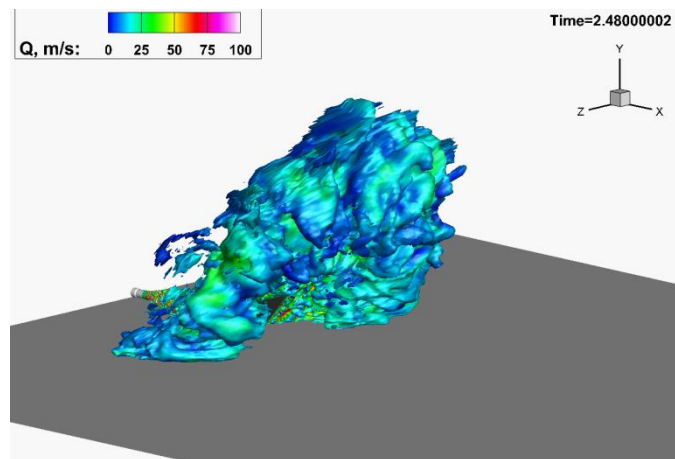
- Сетка  $14.4 \cdot 10^6$  ячеек
- Размеры расчетной области по ширине и длине составляют  $120D$  и  $122D$
- $T_0=1050K$  и  $\pi_c=4$
- $\Delta t=5 \cdot 10^{-5}$  с



Модуль скорости



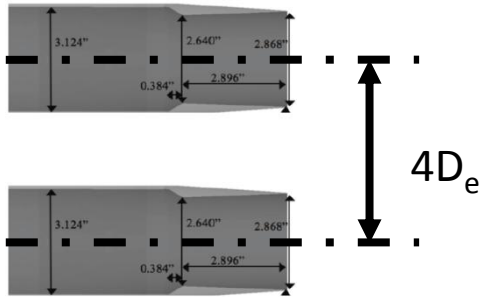
Область с температурой  $\geq 50^\circ C$  в продольном горизонтальном сечении, проходящем через ось сопла



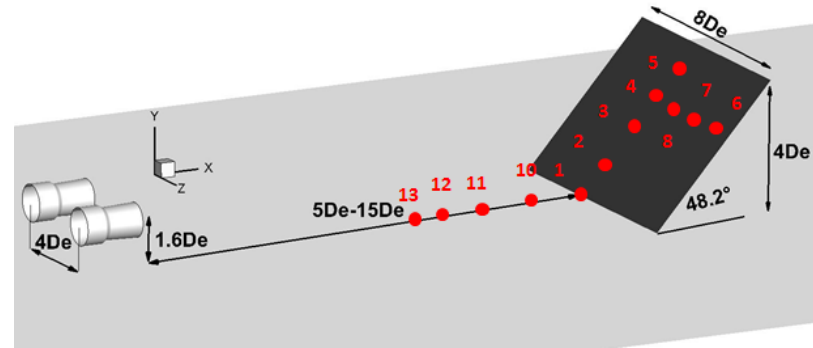
Изоповерхность температуры  $50^\circ C$ , раскрашенная в цвет модуля скорости

# Исследование спектров пульсаций давления при взаимодействии пары горячих нерасчетных сверхзвуковых струй с газотбойником. Влияние спутного ветра.

## Старт палубной авиации



Геометрия сопел и их взаимное расположение



Датчики давления располагались на поверхности и газотбойнике вдоль оси одной из струй, а также поперек на уровне оси сопла.

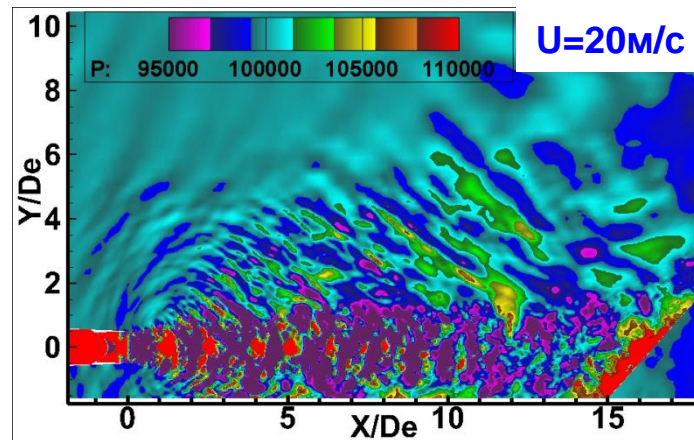
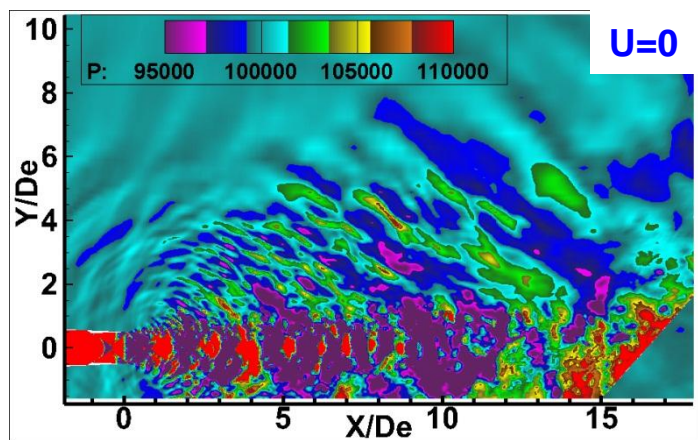
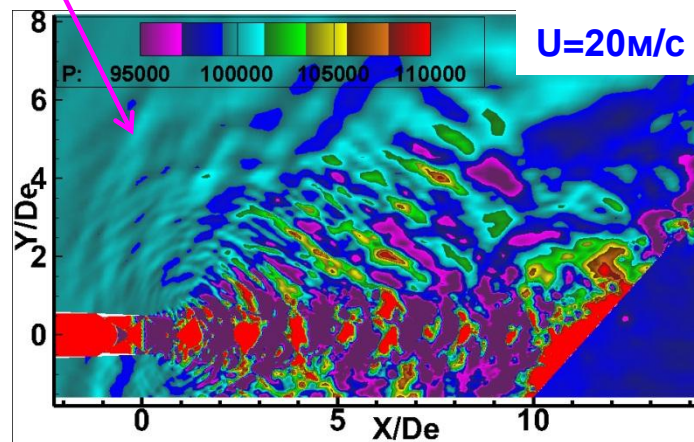
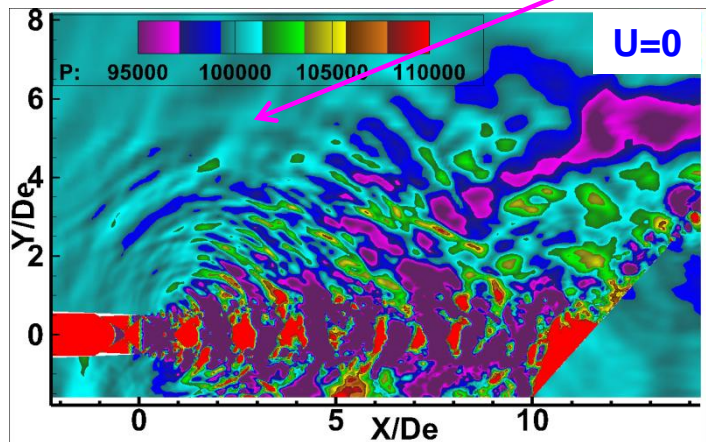
Режим истечения:  
 $\pi_c = 4$  ( $M_j = 1.56$ ),  $T_0 = 1050\text{K}$ ,  
 $T_a = 300\text{K}$ ,  $Re = 0.866 \times 10^6$

Расстояние от среза сопел до газотбойника:  $X_{JBD}/D_e = 10, 15$   
Скорость ветра:  $W = 0, 20\text{m/s}$ .

$W = 20\text{m/s}$  - старт с палубы корабля, движущегося со скоростью 24 узла (12м/с) против ветра 8м/с. В сумме 20м/с.

# Мгновенные поля давления в плоскости $Z/D_e = -2$ для всех исследованных вариантов

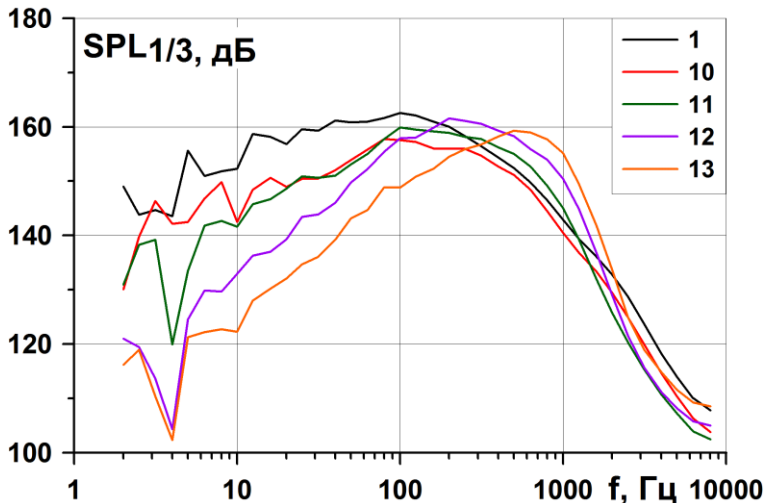
Отраженные от аэродрома и газоотбойника волны



Газоотбойник разрушает акустические волны: вниз по потоку от него их не наблюдается

# Влияние скорости ветра на 1/3 октавные спектры пульсаций давления для датчиков, расположенных вдоль аэродрома

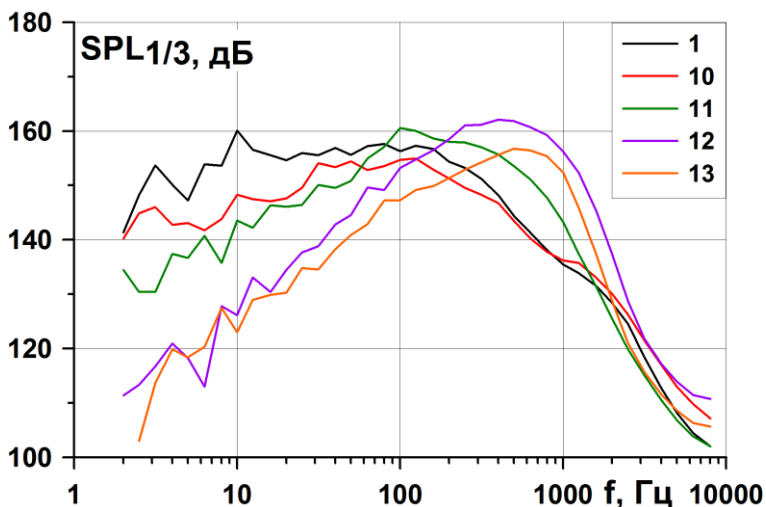
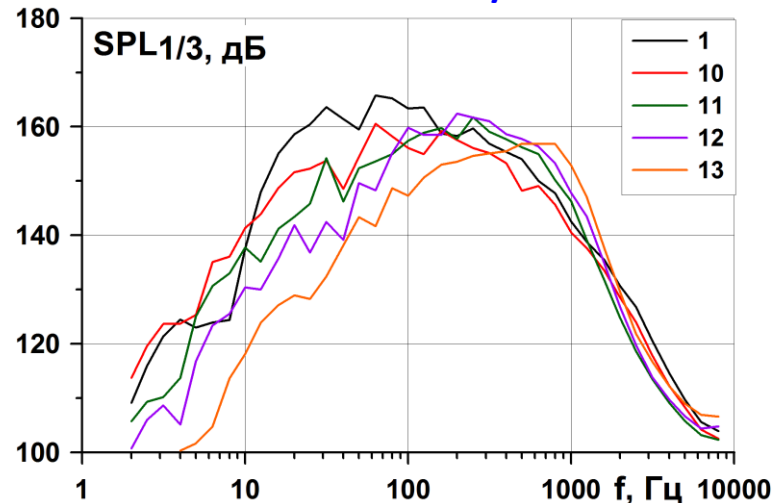
**W=0**



№	$X/D_e$
10	8.4
11	6
12	3.7
13	1.87

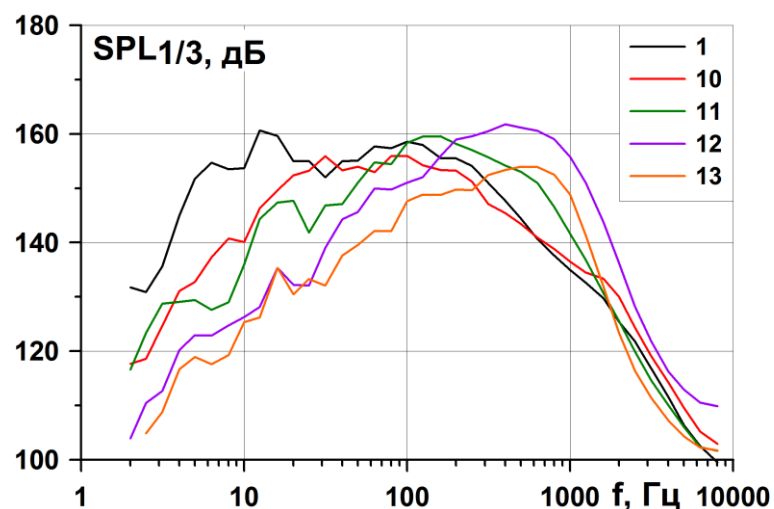
$X_{JBD}/D_e=10$

**W=20м/с**

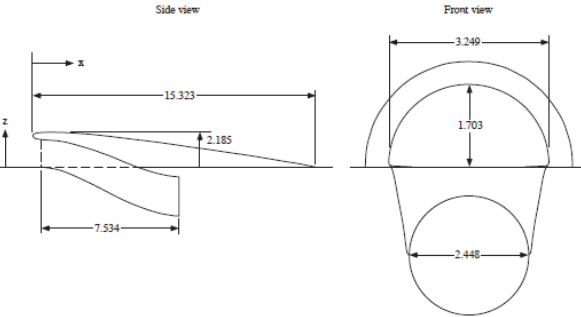


№	$X/D_e$
10	12.6
11	10.6
12	8.8
13	6.9

$X_{JBD}/D_e=15$



# Исследование эффективности управления течением в пространственном дозвуковом ВЗ, интегрированным с планером ЛА



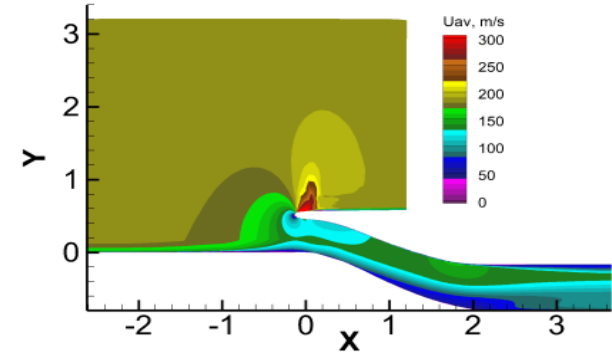
(a) Inlet A.

Общий вид геометрии ВЗ из [Berrier B.L., Carter M.B., and Allan B.G. High Reynolds Number Investigation of a Flush-Mounted, S-Duct Inlet with Large Amounts of Boundary Layer Ingestion // NASA/TP. 2005. №213766.]

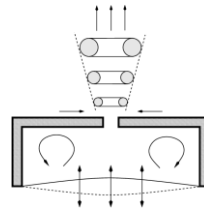
На вход интегрированного с планером ЛА ВЗ попадает пограничный слой, образовавшийся на поверхности ЛА. Это приводит к увеличению неравномерности по высоте канала ВЗ. В настоящей работе в качестве имитатора планера была использована плоская пластина, на которой был смонтирован ВЗ

Расчетная сетка содержала около  $7 \times 10^6$  ячеек.

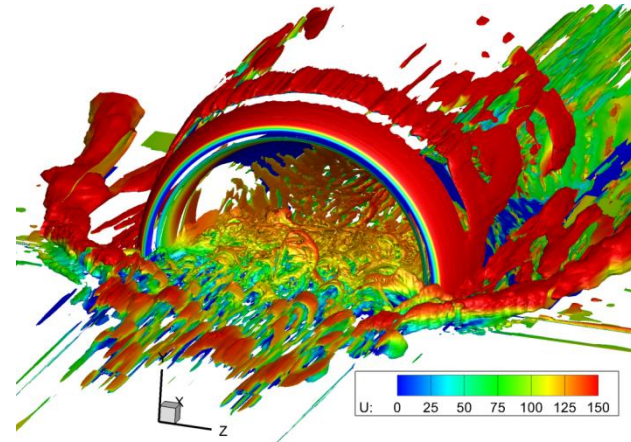
Поле осредненной продольной скорости в сечении  $Z=0$



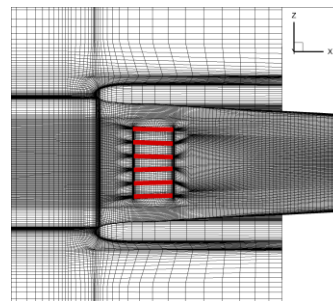
Течение на выходе из ВЗ имеет большую неравномерность. Была исследована возможность ее уменьшения с помощью синтетических струй. Они действуют на течение как пластинчатые завихрители: каждая струя создает пару разнонаправленных вихрей.



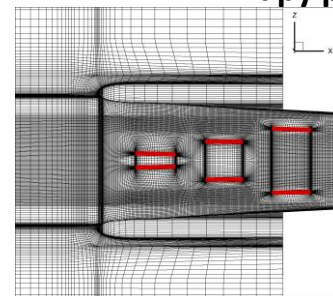
Вместо расчета течения в ГСС, использовано модифицированное граничное условие на стенке:  
 $V_n = q \times \sin(2\pi \times f \times t)$



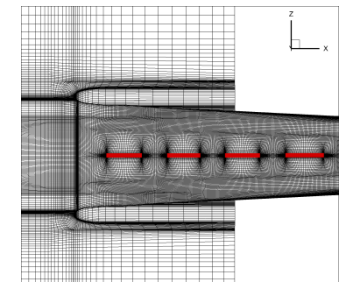
Изоповерхность Q-критерия



middle\_angle



reverse\_pyramid



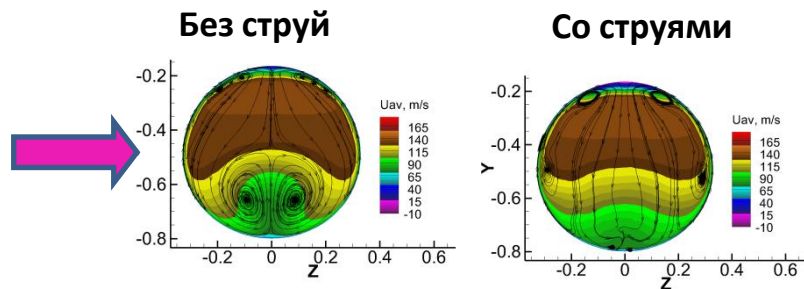
center



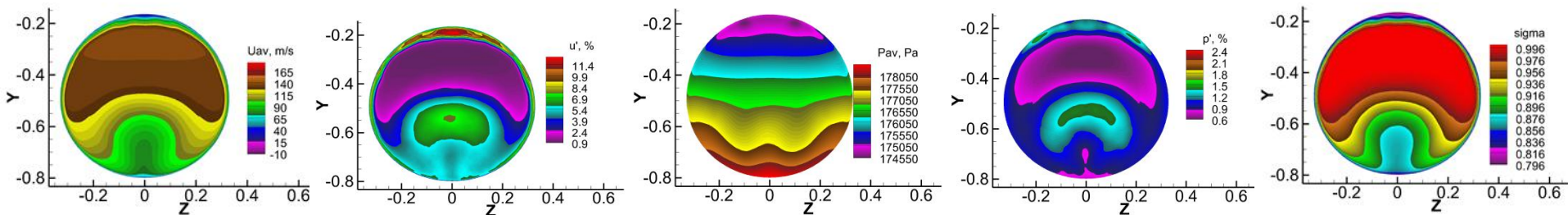
## Поля параметров течения на выходе из ВЗ

Особенностью течения в этом ВЗ является сильная перестройка течения по длине диффузора, обусловленная двумя факторами. Во-первых, изменением формы поперечного сечения от D-образной на входе в ВЗ к круглой в выходном сечении.

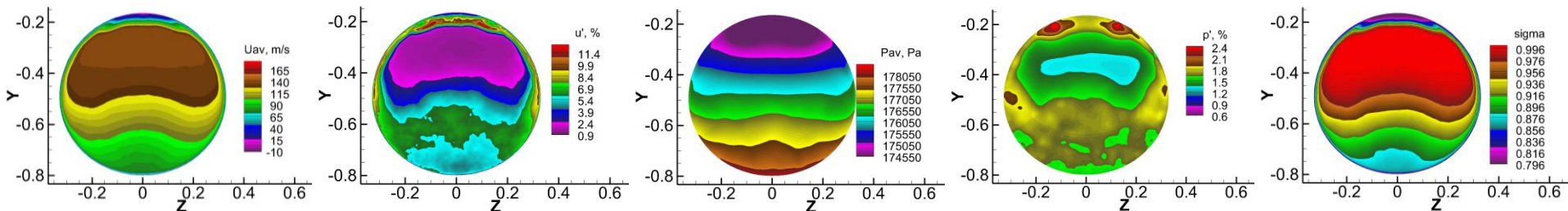
Во вторых, S-образная формой канала в продольном направлении. Оба эти фактора приводят к тому, что в диффузоре ВЗ образуются два продольных вихря большой интенсивности. И в нижней части сечения образуется большая область с низкой скоростью. Были подобраны расположение и режимные параметры синтетических струй, которые разрушили эти вихри и уменьшили неравномерность течения на выходе ВЗ.



Без струй



Со струями



Осредненная скорость

Пulsации скорости

Статическое давление

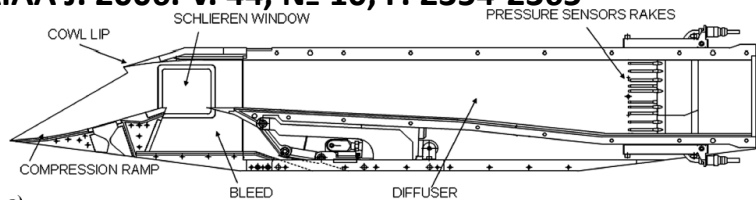
Пulsации  
статического давления

Коэффициент  
восстановления  
полного давления

С помощью синтетических струй удалось снизить неравномерность в окружном направлении на 16.4%

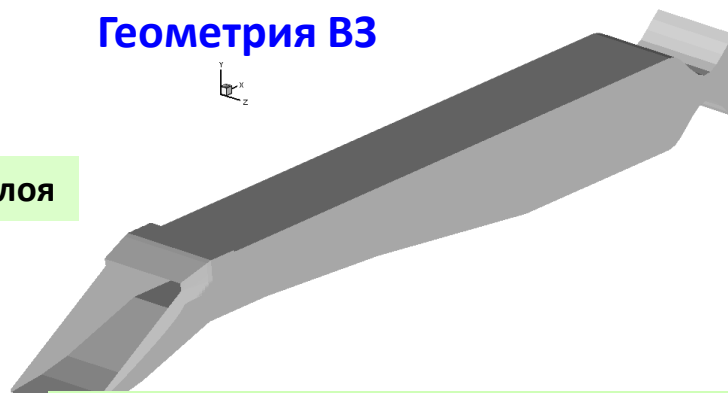
# Влияние геометрии и дросселирования сверхзвукового ВЗ на спектральные характеристики пульсаций давления в канале ВЗ

Схема модельного ВЗ Trapier S., Duveau, P., Sébastien Deck S. Experimental Study of Supersonic Inlet Buzz. // AIAA J. 2006. V. 44, № 10, P. 2354-2365

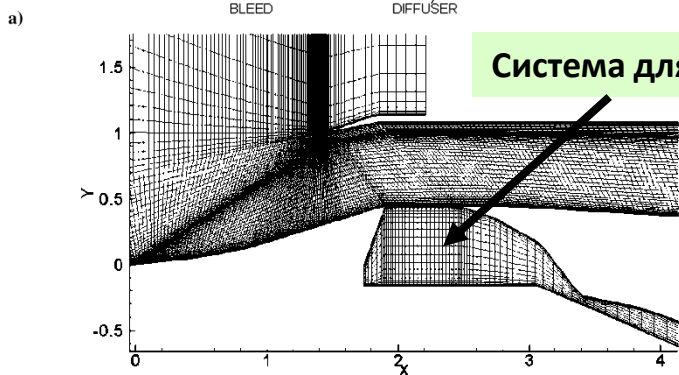


Сопло Лавала с переменной высотой критического сечения для регулирования расхода через ВЗ

## Геометрия ВЗ



Геометрия ВЗ, для которой проводились расчеты. Общее число ячеек -  $1.78 \times 10^6$ .

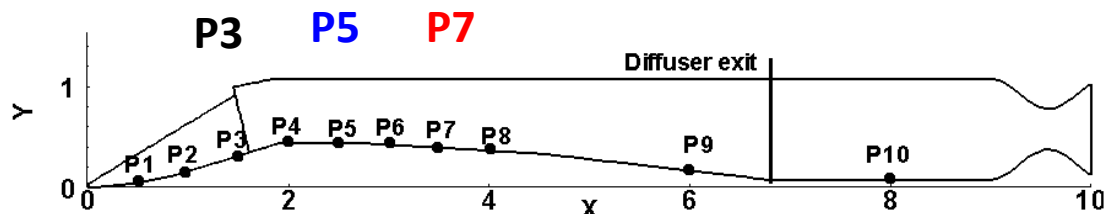


Система для слива погранслоя

## Режимы расчетов

Число M	Слив погранслоя	Re
M=1.8	со сливом	$2.9 \times 10^6$
M=1.8	без слива	$2.9 \times 10^6$
M=2.0	со сливом	$2.7 \times 10^6$
M=2.0	без слива	$2.7 \times 10^6$
M=3.0	со сливом	$1.8 \times 10^6$

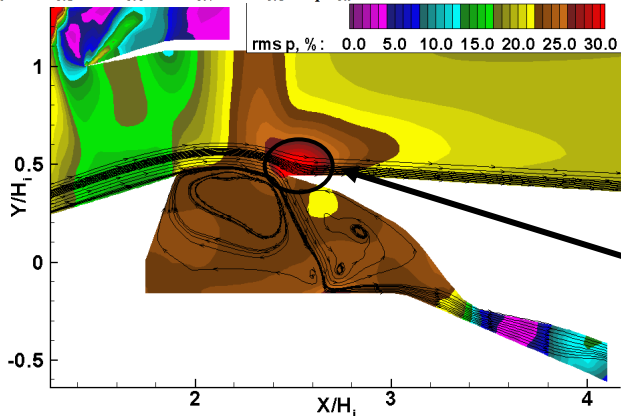
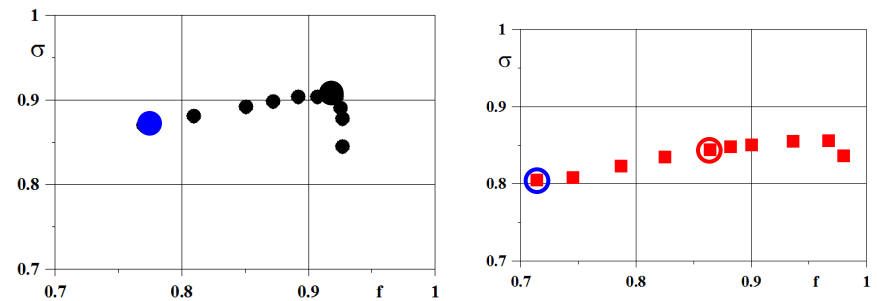
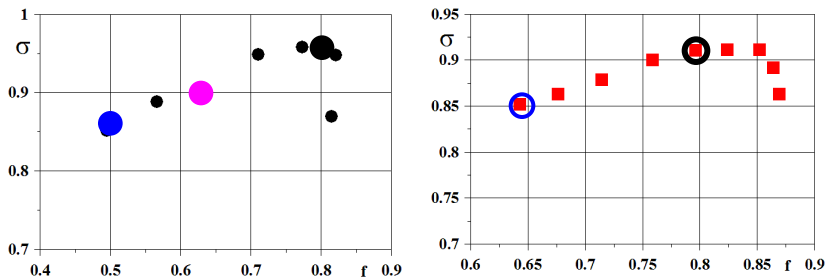
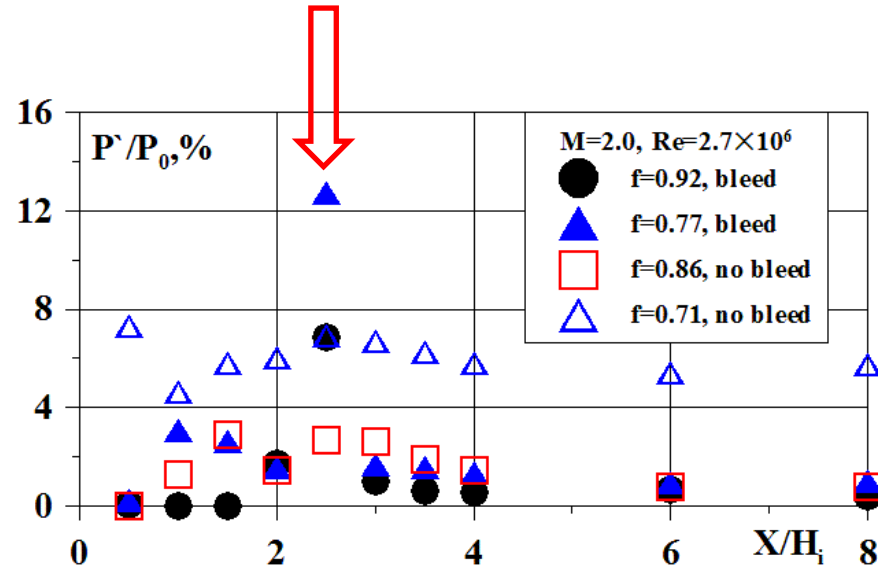
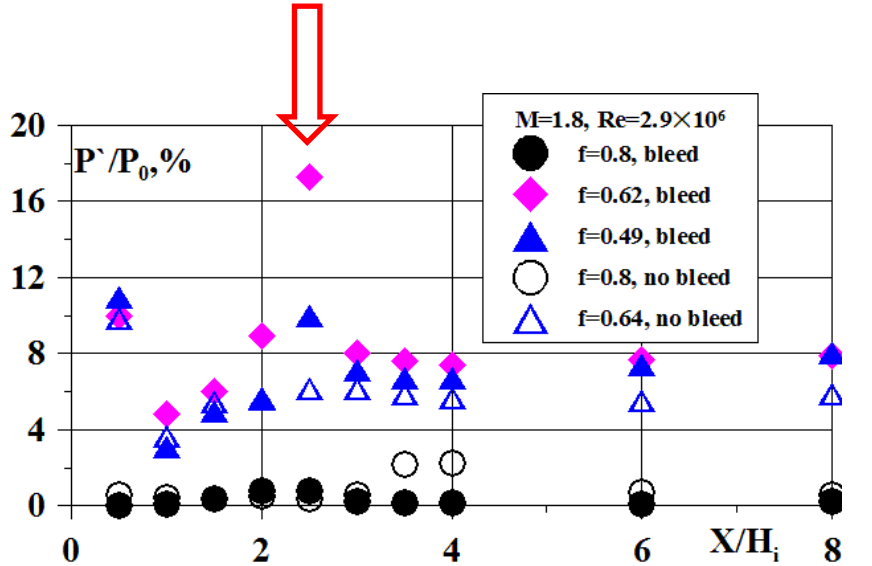
В выходном сечении записывались параметры течения



В точках P1-P10 записывалось статическое давление на стенке

Для датчиков P3 P5 P7 были построены 1/3- октавные спектры пульсаций давления

У ВЗ с системой слива происходит перераспределение пульсаций давления на нижней стенке. При увеличении дросселирования появляется пик пульсаций давления сразу за системой слива.



Пик пульсаций давления возникает вследствие взаимодействия нестационарного слоя смешения над полостью для слива пограничного слоя с ее задней кромкой.

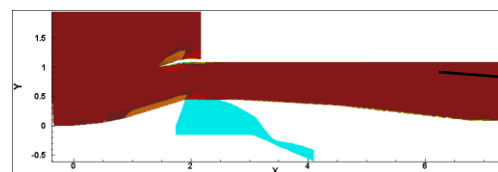
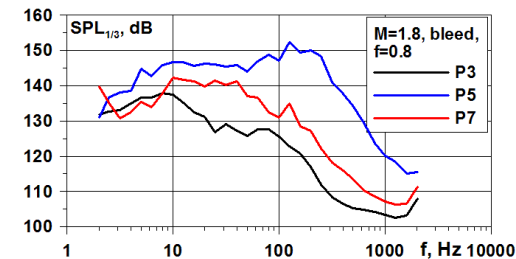
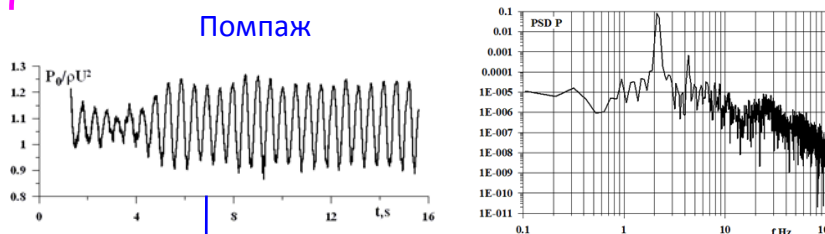
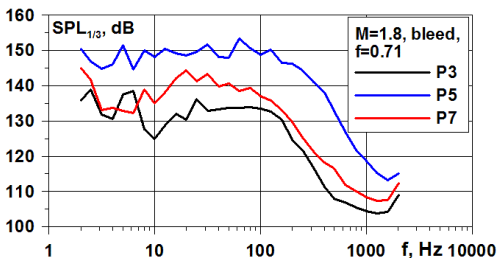
# Параметры течения в канале ВЗ со сливом ПС при $M_0=1.8$

На выходе из ВЗ

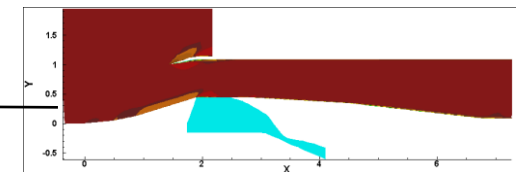
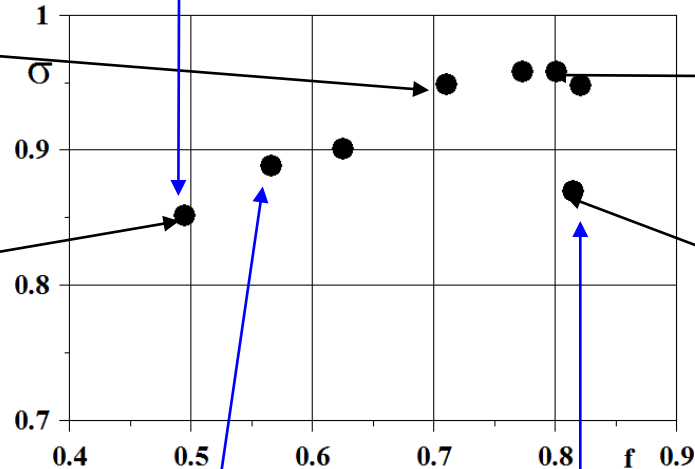
Помпаж

Частота помпажа  $f=2.2\text{Гц}$

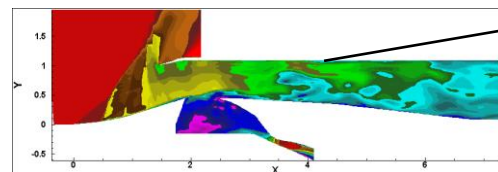
Влияние системы слива



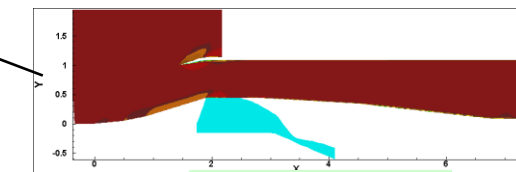
Предпомпажный режим



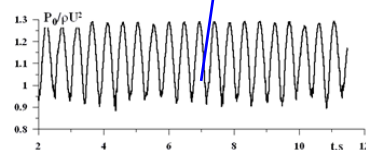
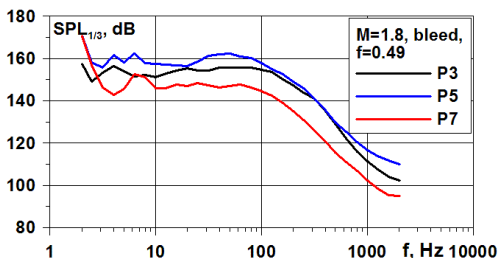
Рабочий режим



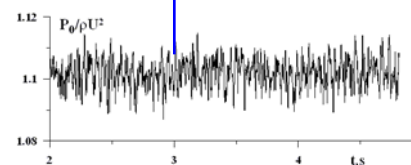
Помпажный режим



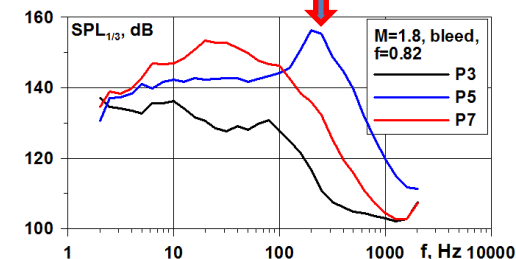
Режим «зуда»



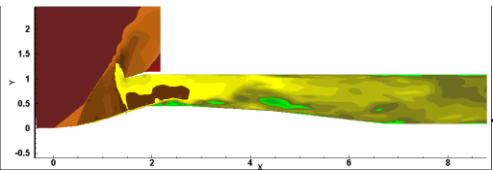
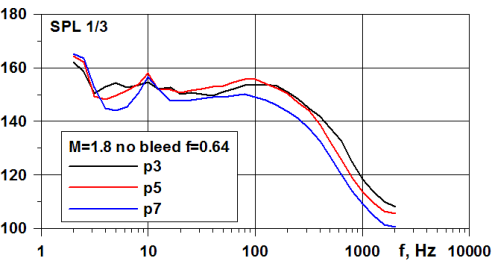
Помпаж



Взаимодействие скачка с погранслоем

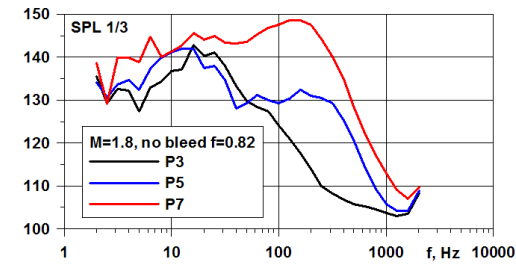
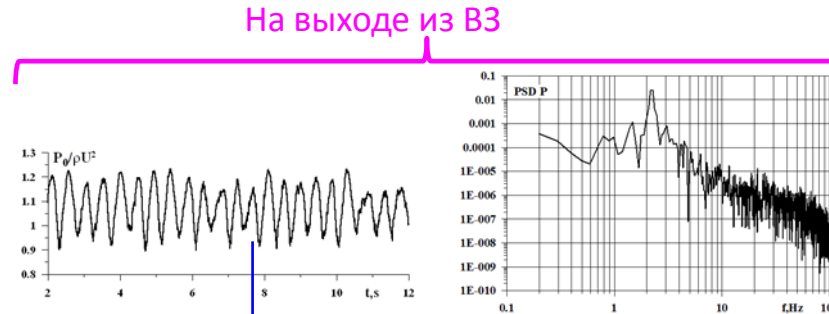


# Параметры течения в канале ВЗ без слива ПС при $M_0=1.8$

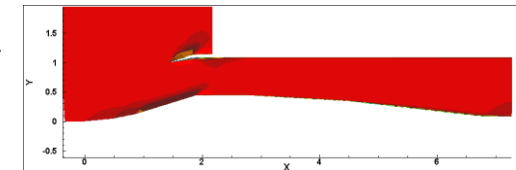
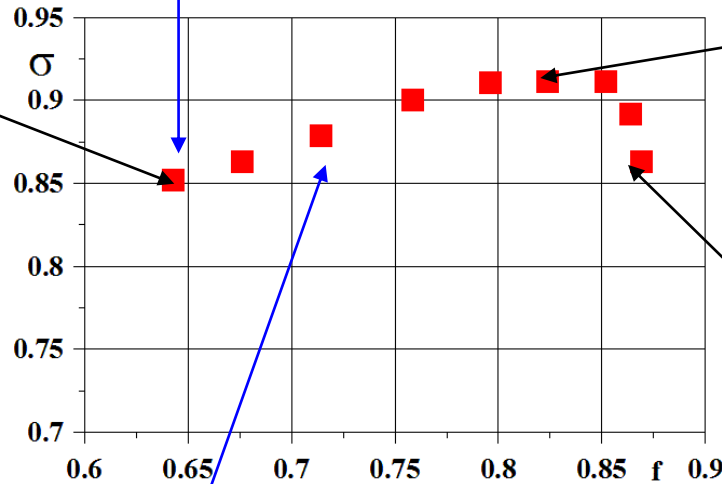


Помпажный режим, структура системы скачков зависит от времени

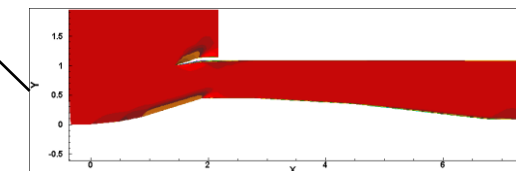
Частота помпажа зависит от дросселирования – интенсивности отрыва



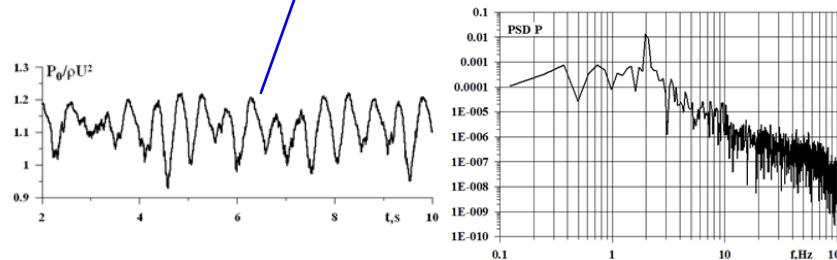
Частота помпажа  $f=2.2$  Гц



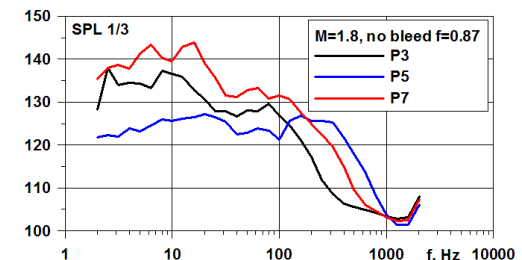
Отрыв вызван разворотом потока



Отрыв вызван взаимодействием с замыкающим скачком – «зуд»



Частота помпажа  $f=2$  Гц

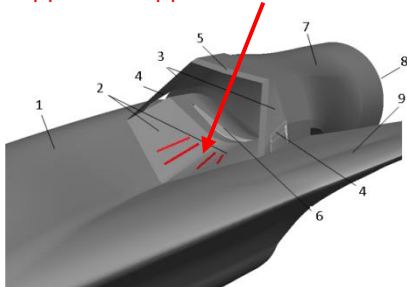


# Управление течением в ВЗ сверхзвукового делового самолета с помощью синтетических струй (Пятиугольный ВЗ)

Исследовался конвергентный ВЗ, интегрированный с с планером СДС при числе  $M_0=1.8$ . Для изменения схемы торможения воздушного потока и улучшения характеристик ВЗ использованы синтетические струи.

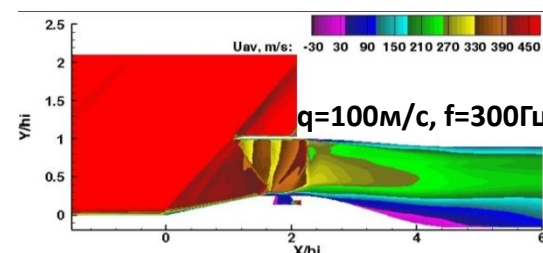
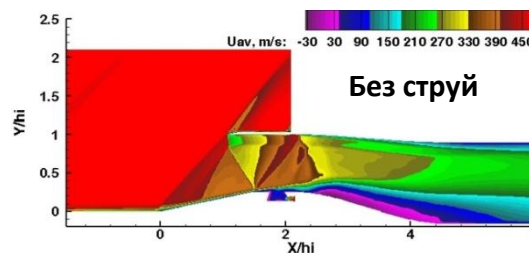
Степень дросселирования определялась величиной TR : TR=0 выходное сечение ВЗ открыто, при TR=1 – закрыто.

Щели для выхода синтетических струй

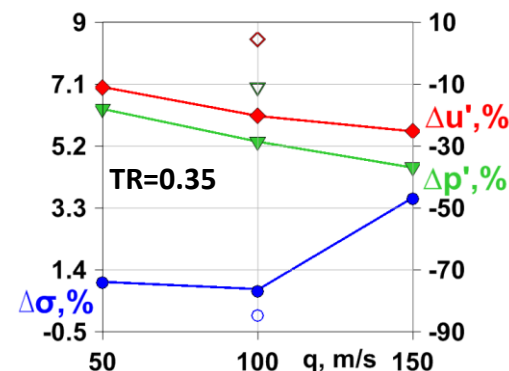
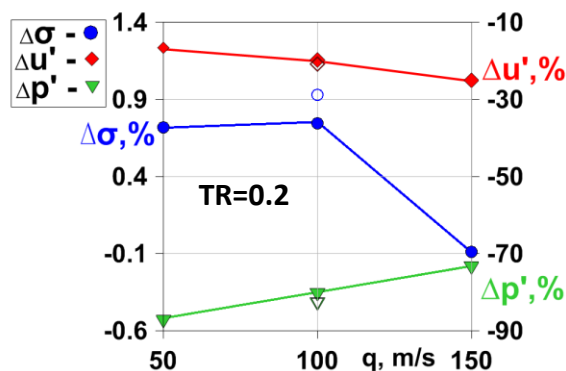
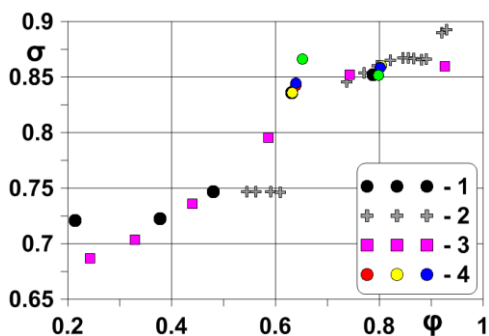


Параметры синтетических струй : амплитуда  $q$  50-150 м/с, частота  $f$  200-300 Гц. Исследование влияния синтетических струй на течение для TR=0.2 и TR=0.35.

Поля осредненной скорости при TR=0.2



Струи уменьшают или устраняют отрыв пограничного слоя и улучшают распределение статического давления по длине ВЗ



Дроссельные характеристики ВЗ: 1) – расчет  $M=1.8$ , без струй, 2) – эксп. ЦИАМ,  $M=1.87$  3) – расчет,  $M=1.82$ , 4) – расчет,  $M=1.8$  со струями

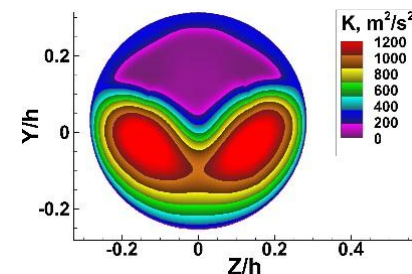
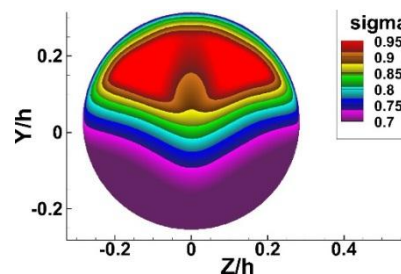
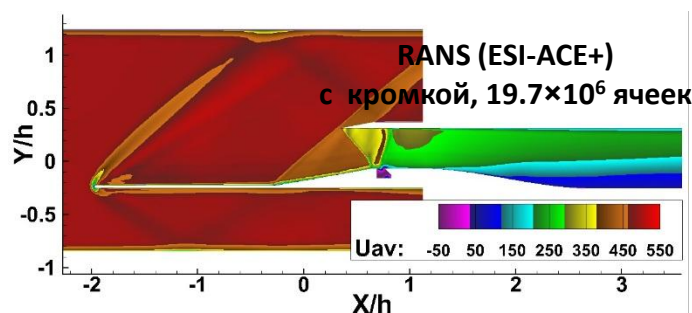
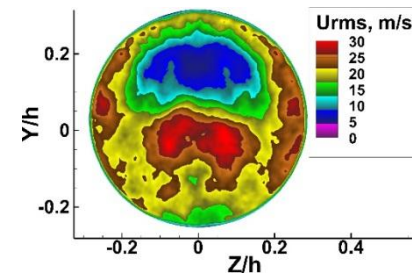
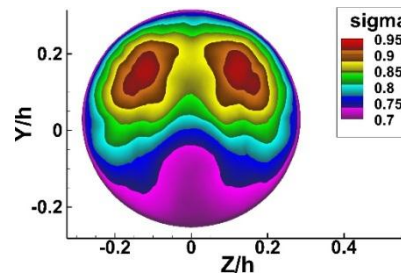
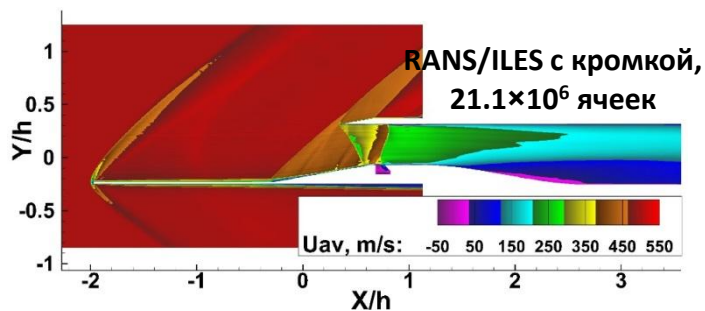
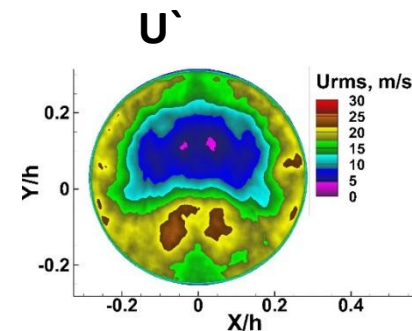
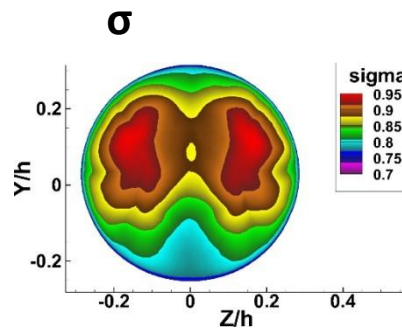
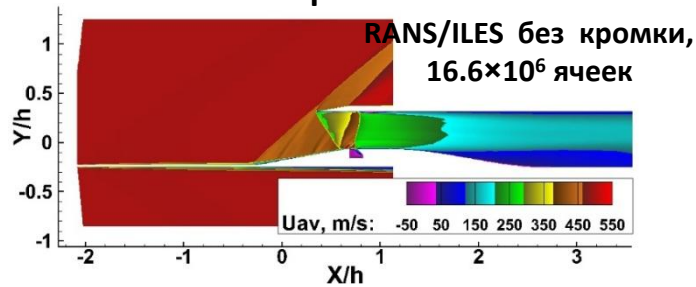
Влияние амплитуды и частоты синтетических струй на параметры на выходе из ВЗ: красные значки – относительное изменение  $u'$ , синие – относительное изменение  $\sigma$ , а зеленые – относительное изменение  $\rho'$ . Закрашенные фигуры –  $f=200$  Гц, пустые фигуры –  $f=300$  Гц.

# Шестиугольный ВЗ с имитатором планера СДС. $M_0 = 1.9$ .

Сравнение с расчетом методом RANS коммерческим ПО. Влияние кромки пластины.

TR=0.35 (рабочий режим)

Поле осредненной продольной скорости

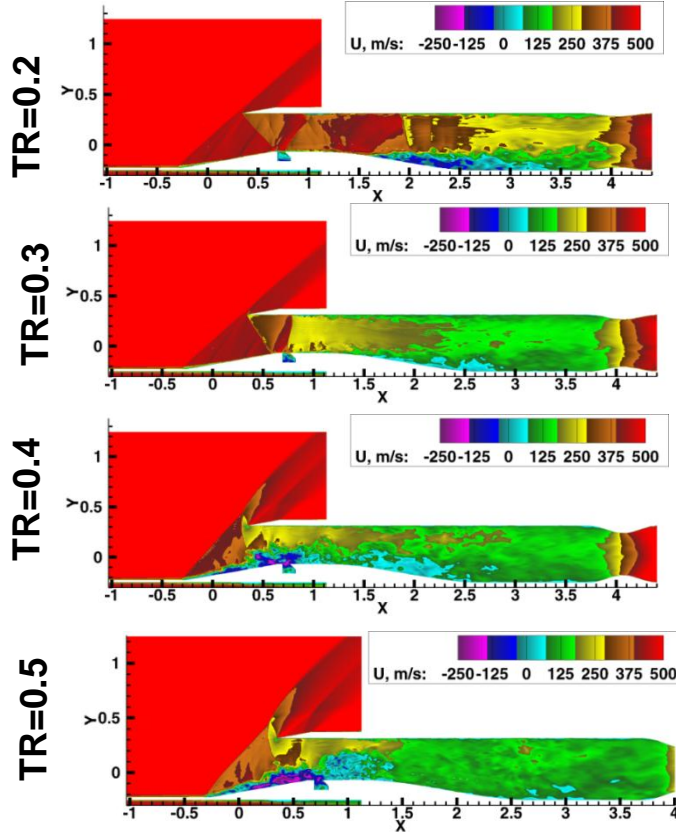


- На кромке имитатора образуется отошедшая ударная волна, уровень полного давления за которой уменьшается, а толщина пограничного слоя увеличивается.
- При расчете вихреразрезающим методом с учетом кромки имитатора наблюдается большее торможение потока в диффузоре канала ВЗ, чем в RANS и в RANS/LES без учета имитатора.
- На клине сжатия ВЗ формируются две симметрично расположенные отрывные зоны.

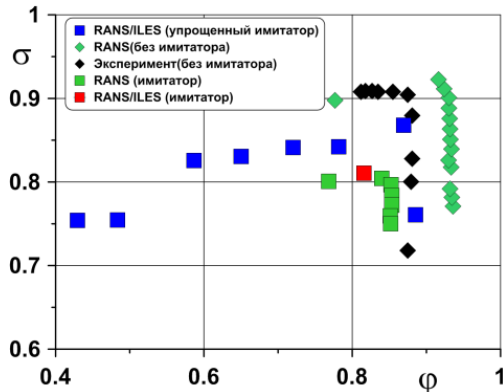
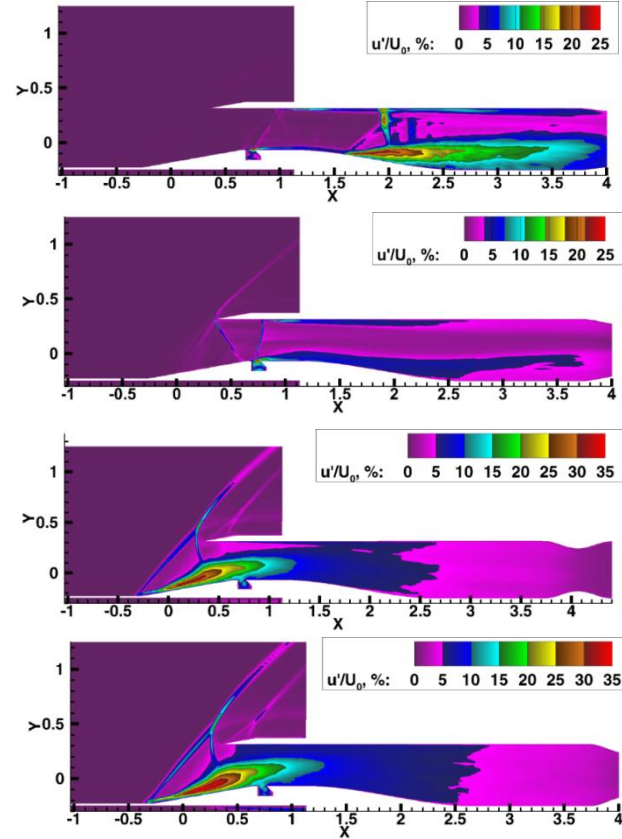
# Расчет дроссельной характеристики заборника

## Вариант без учета кромки имитатора

Поле продольной скорости



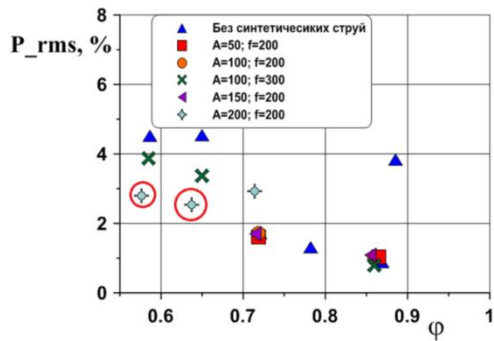
Поле пульсаций продольной скорости



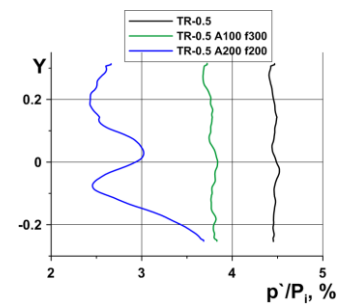
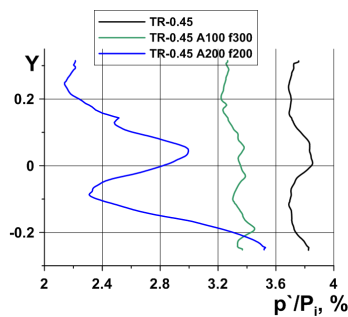
- При малой степени дросселирования ( $TR=0.2$ ) замыкающий прямой скачок уплотнения заходит далеко в дозвуковой диффузор, происходит большой перерезгон потока, прямой скачок имеет большую интенсивность, что приводит к значительному отрыву потока в диффузоре и как следствие большому уровню пульсаций продольной скорости в диффузоре.
- $TR=0.3$  – режим вблизи угловой точки, скачек в горле, минимальный уровень пульсаций.
- Увеличение дросселирования приводит к нестационарному течению и образованию отрыва сначала в горле.



# Применение синтетических струй

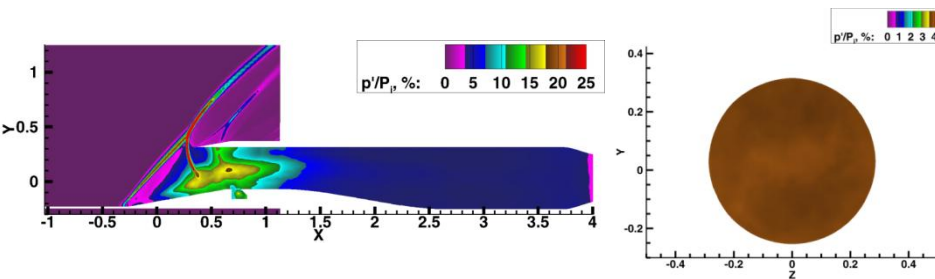


Зависимость пульсаций давления от дросселирования

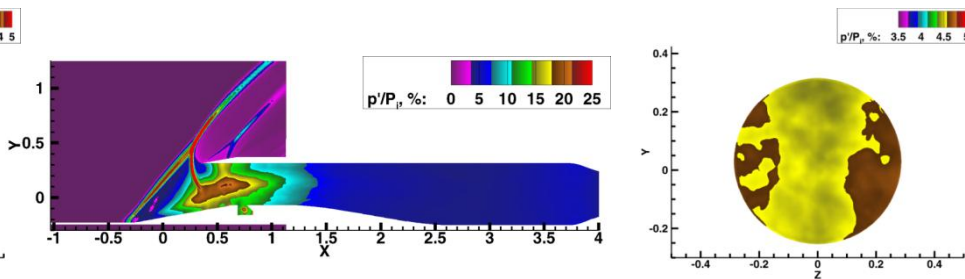


Влияние синтетических струй на уровень пульсаций давления на выходе ВЗ при разном TR

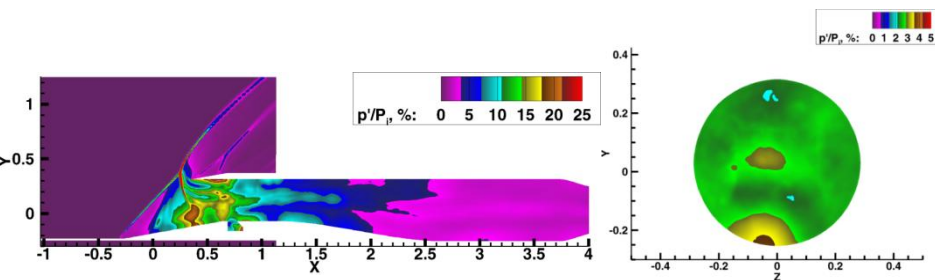
Без струй (TR=0.45)



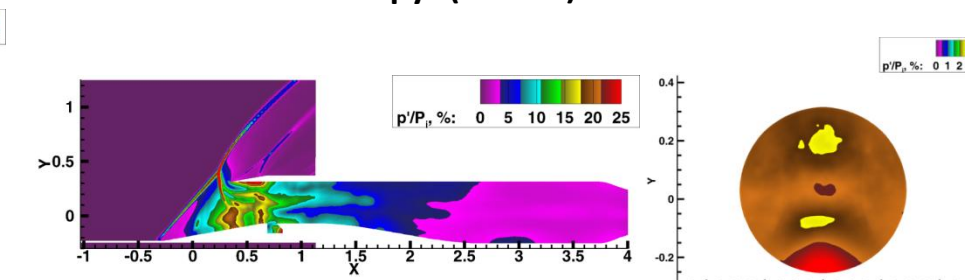
Без струй (TR=0.5)



Струи(TR=0.45)



Струи(TR=0.5)



**Спасибо за внимание!**