



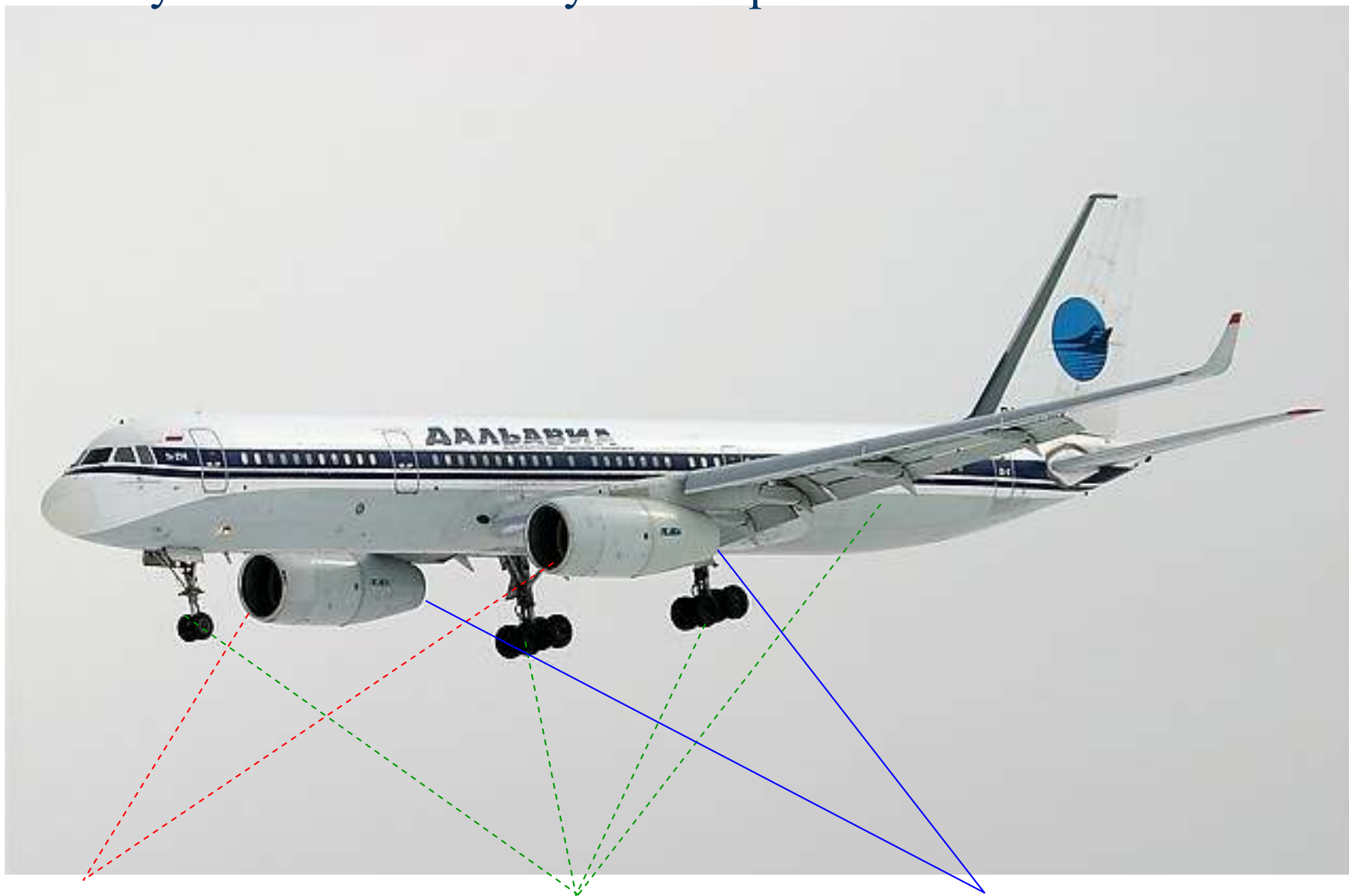
## **Аэроакустика: современные проблемы и перспективы**

**В.Ф. Копьев - ЦАГИ, Акустическое отделение**

**«Суперкомпьютерные технологии в науке,  
образовании и промышленности»**

**14 февраля, 2012**

## Шум самолета: совокупность различных источников



1. Шум вентилятора;
2. Шум обтекания планера;
3. Шум струи.

# Международная организация гражданской авиации (ИКАО)

**ИКАО** - специализированное учреждение ООН, созданное в 1944 году

**Устав** - Конвенция о международной гражданской авиации

**Состав** - 190 государств являются членами ИКАО

**Органы управления** - Ассамблея ИКАО (раз в 3 года)

- Совет ИКАО (регулярно, 36 государств, в т.ч. РФ)

Комитет ИКАО по защите окружающей среды от воздействия авиации (CAEP)

(раз в 3 года, 22 члена по одному от государства с правом голоса, в т.ч. от РФ, 12 наблюдателей)

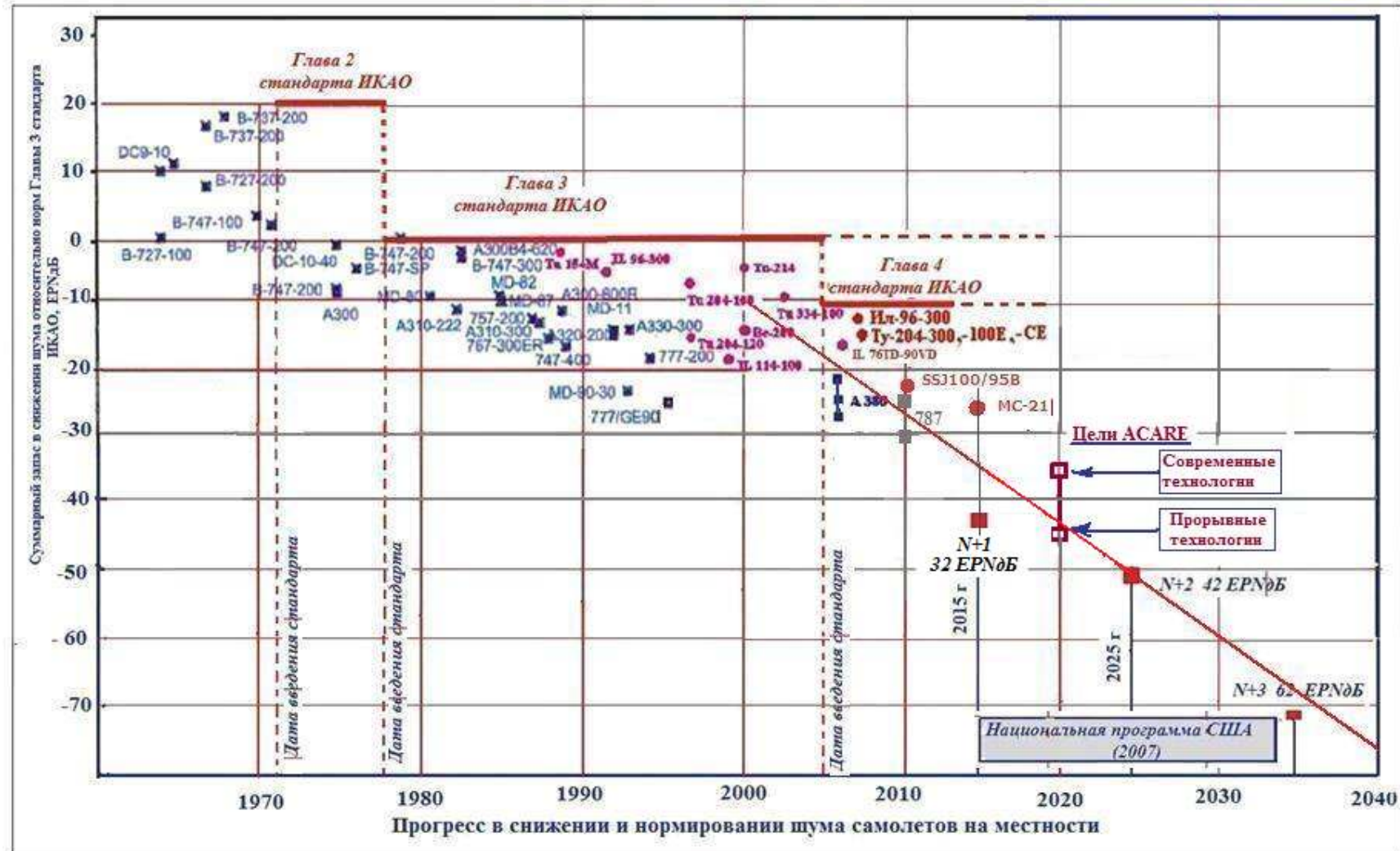
Руководящая группа (SG)

(раз в год, 22 члена по одному от государства, в т.ч. от РФ)

## **Стандарты по экологии**

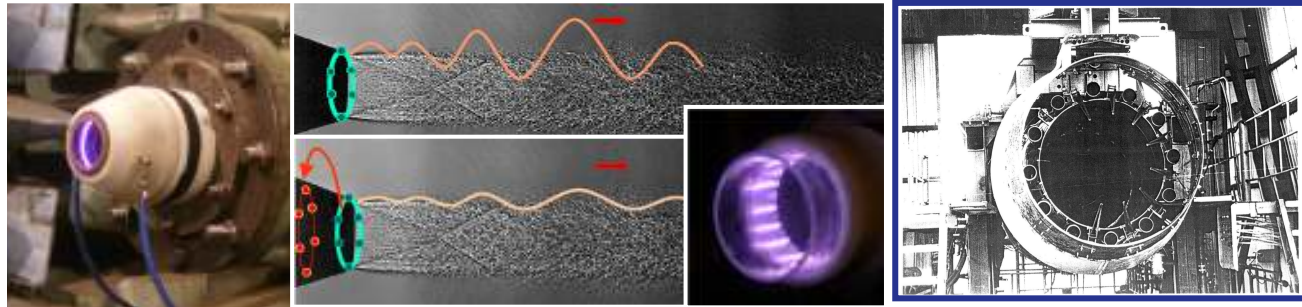
- том I «Авиационный шум» Приложения 16 «Окружающая среда»
- том II «Эмиссия вредных веществ» Приложения 16 «Окружающая среда» к Конвенции о международной гражданской авиации

## Эволюция норм ИКАО по шуму на местности и цели программ США и ЕС

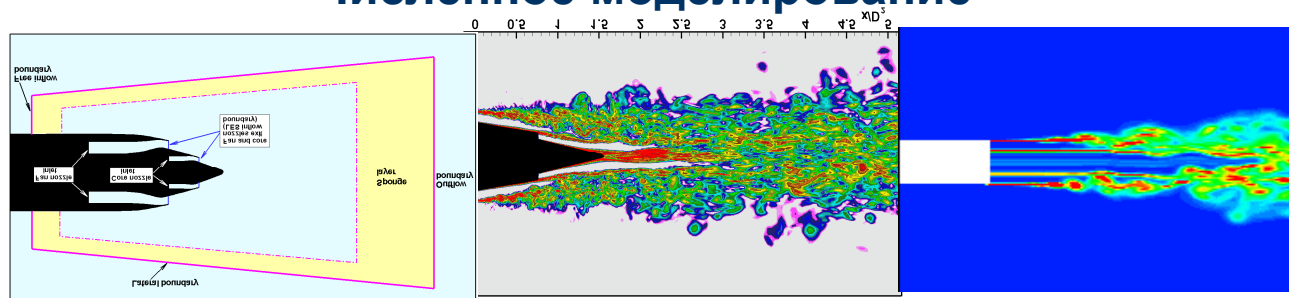


# Создание новых технологий для снижения шума

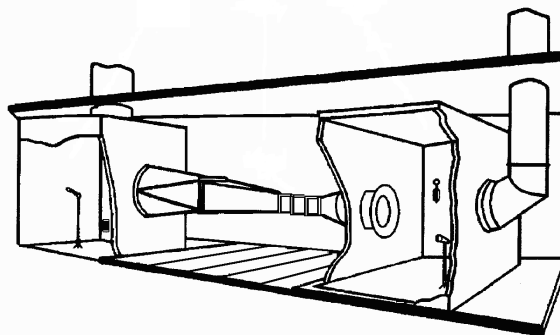
## Шум струи (активный и адаптивный подходы)



## Численное моделирование



## Оптимизация звукопоглощающих конструкций



## Шум обтекания планера



# Обнаруженные механизмы излучения звука в турбулентных струях

Крупномасштабные структуры в слое смешения, известные механизмы излучения

Крупномасштабные структуры, новые механизмы излучения

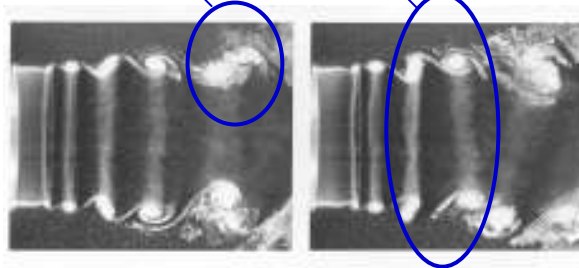
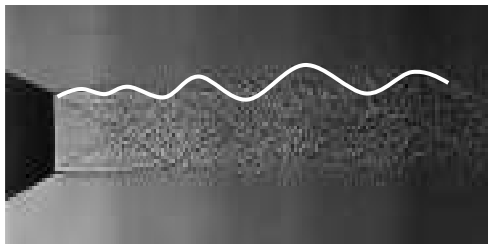
Высокоскоростные струи, волны неустойчивости

Низкоскоростные струи

слияние

взаимодействие

собственные колебания ядра вихря



Первая и главная проблема аэроакустики – какой физический механизм (механизмы) управляет шумообразованием в турбулентных потоках. Именно конкретный механизм излучения и его достоверная идентификация необходимы для развития методов управления шумом, развития численных методов расчета шума, а значит и для создания новых прорывных технологий.

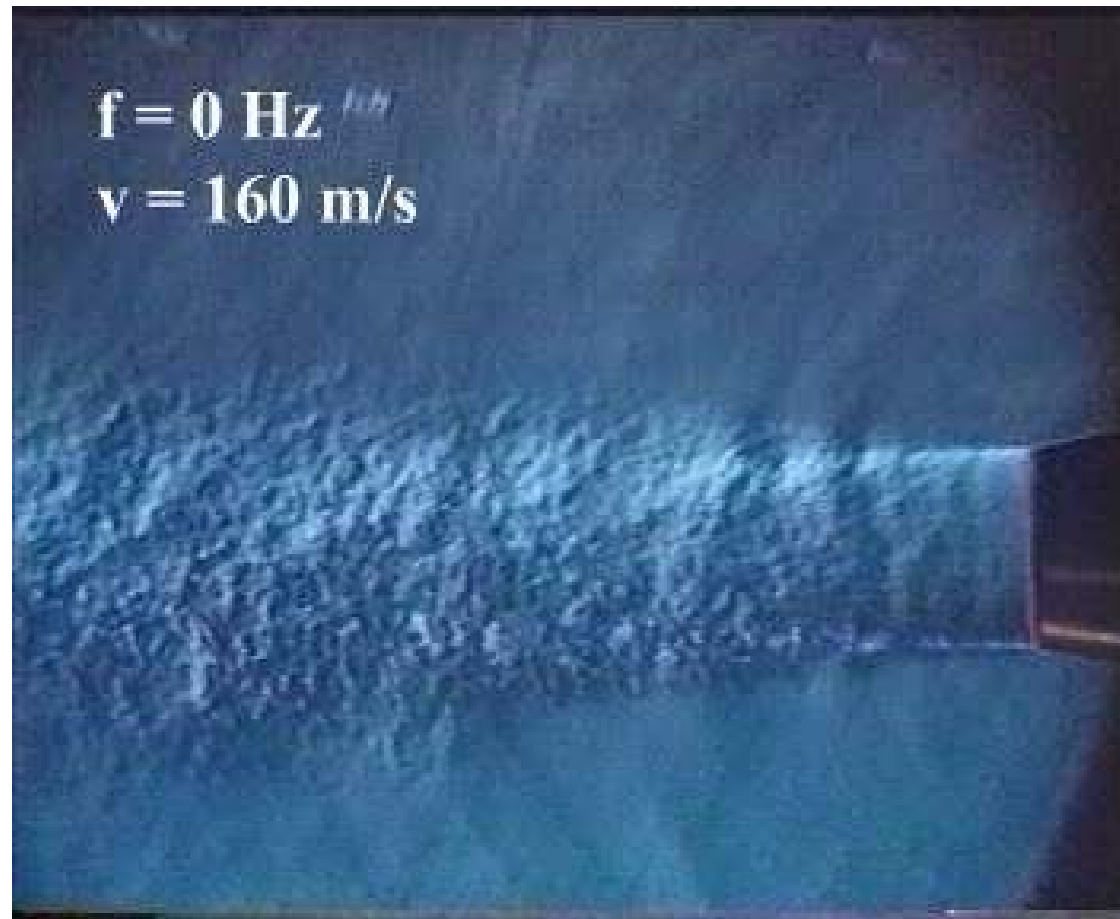
# Vortex rings in the excited jet (stroboscope movie)



$$V \sim 120 - 240 \text{ m/s}$$

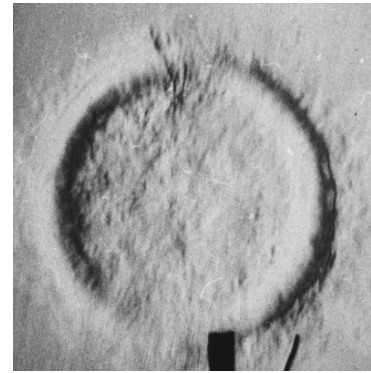
$$Re \sim 3 \cdot 10^5 - 5 \cdot 10^5$$

## Дозвуковая струя

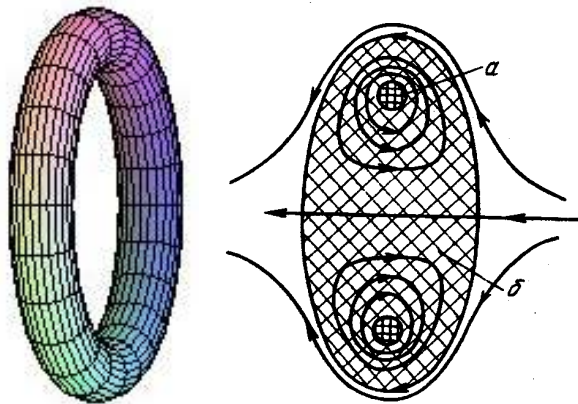




# Turbulent vortex ring (photo) ( $Re > 1000$ )



## Ideal model

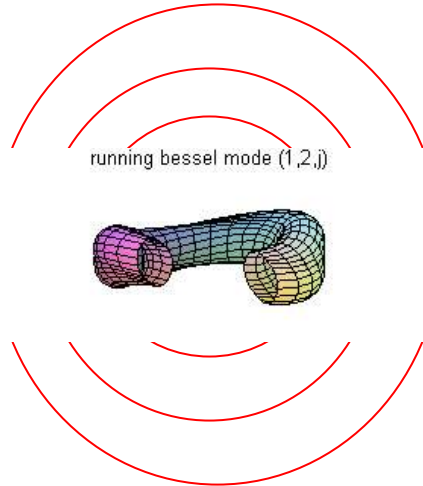


# Vortex ring eigen oscillations

Kopiev&Chernyshev 1996

Common form of eigen oscillations

$$\xi^i(\mathbf{r}, t) = \xi^i(\sigma, \psi) \exp(in\theta - i\omega t)$$



isolated (axisymmetrical) mode (1,0,0)



Bessel (radiating) modes

$$\varepsilon^\sigma|_{\sigma=1} = e^{il\psi} - \frac{(3l+2)(l+1)}{2na_j} e^{i(l+1)\psi} + O(\mu)$$

Bulging modes

$$\varepsilon^\sigma|_{\sigma=1} = e^{i0\psi} - \frac{1}{na_j} (e^{i\psi} - e^{-i\psi}) + O(\mu)$$

Isolated modes

$$\varepsilon^\sigma|_{\sigma=1} = e^{im\psi} + O(\mu)$$

Bending modes

$$\xi^\sigma|_{\sigma=1} = \cos\psi - i(B_n/A_n)^{1/2} \sin\psi + O(\mu)$$

bending mode (0,2,0)



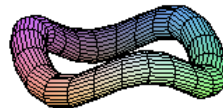
bending mode (0,2,0)



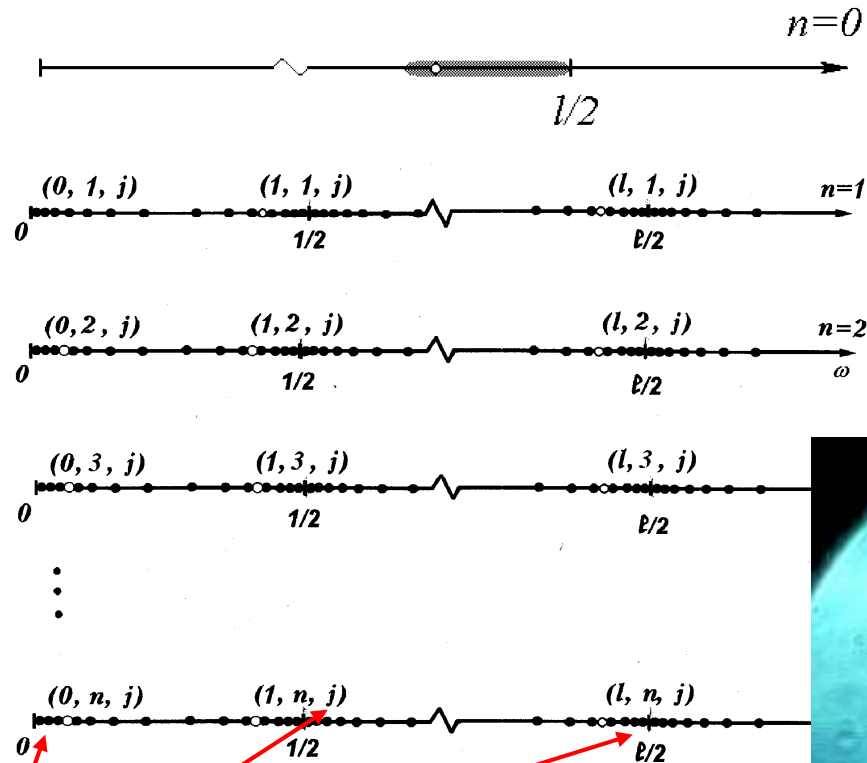
bulging mode (0,3,0)



bulging mode (0,3,j)



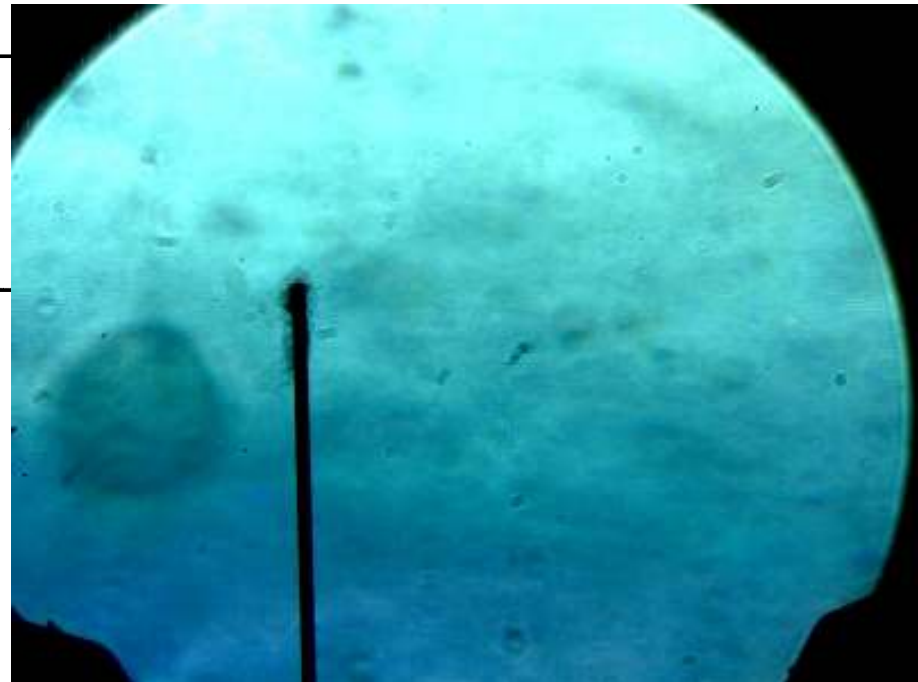
# Spectrum of 3D vortex ring oscillations



● Bessel modes

○ Isolated modes

Accumulation points  
of eigen-modes



## Crow approach for Lighthill equation

$$\left( \frac{\partial^2}{\partial t^2} - c^2 \Delta \right) s = \rho_0 \frac{\partial^2 v_i v_j}{\partial x_i \partial x_j}$$

$v$  – incompressible velocity field,

$\Omega$  – vorticity

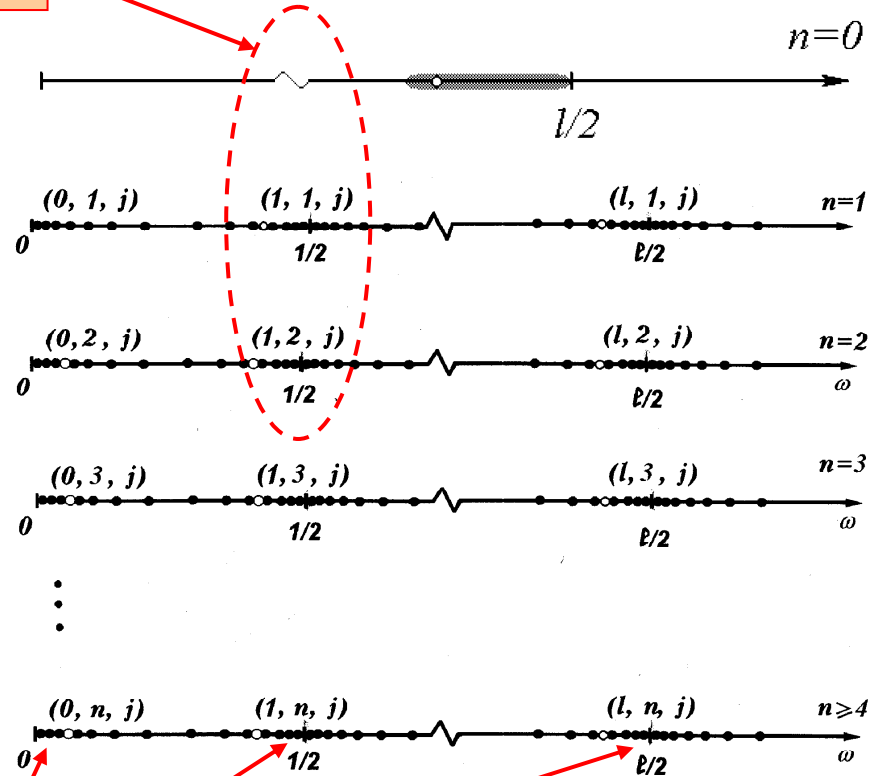
Sound field

$$s = \frac{x_i x_j}{x^2} \frac{\ddot{C}_{ij} \left( t - \frac{x}{c} \right)}{x}$$

$$C_{ij} = \frac{1}{12\pi} \frac{d}{dt} \int [\Omega, \mathbf{y}]_i y_j d^3 \mathbf{y}$$

# Spectrum of 3D vortex ring oscillations

Radiating modes



● Bessel modes

○ Isolated modes

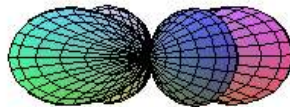
Accumulation points  
of eigen-modes

# Sound radiation directivity for separate modes



$n = 0$

$$p = -\frac{\pi M^2}{2^6 \mu} \frac{e^{iMr/2 - i\omega t}}{r} (3 \cos^2 \chi - 1)$$



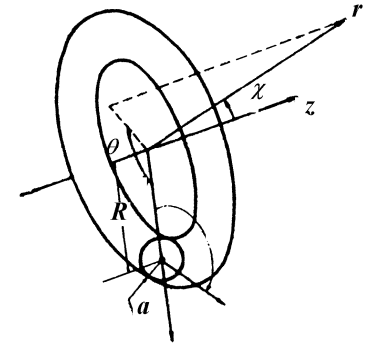
$n = 1$

$$p = \frac{\pi M^2}{2^6 \mu} \frac{e^{iMr/2 - i\omega_0^{(1)} t}}{r} \cos \theta \sin 2\chi$$

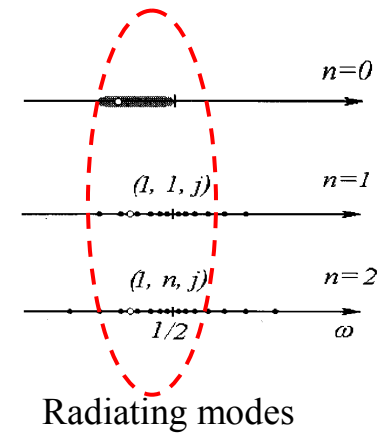


$n = 2$

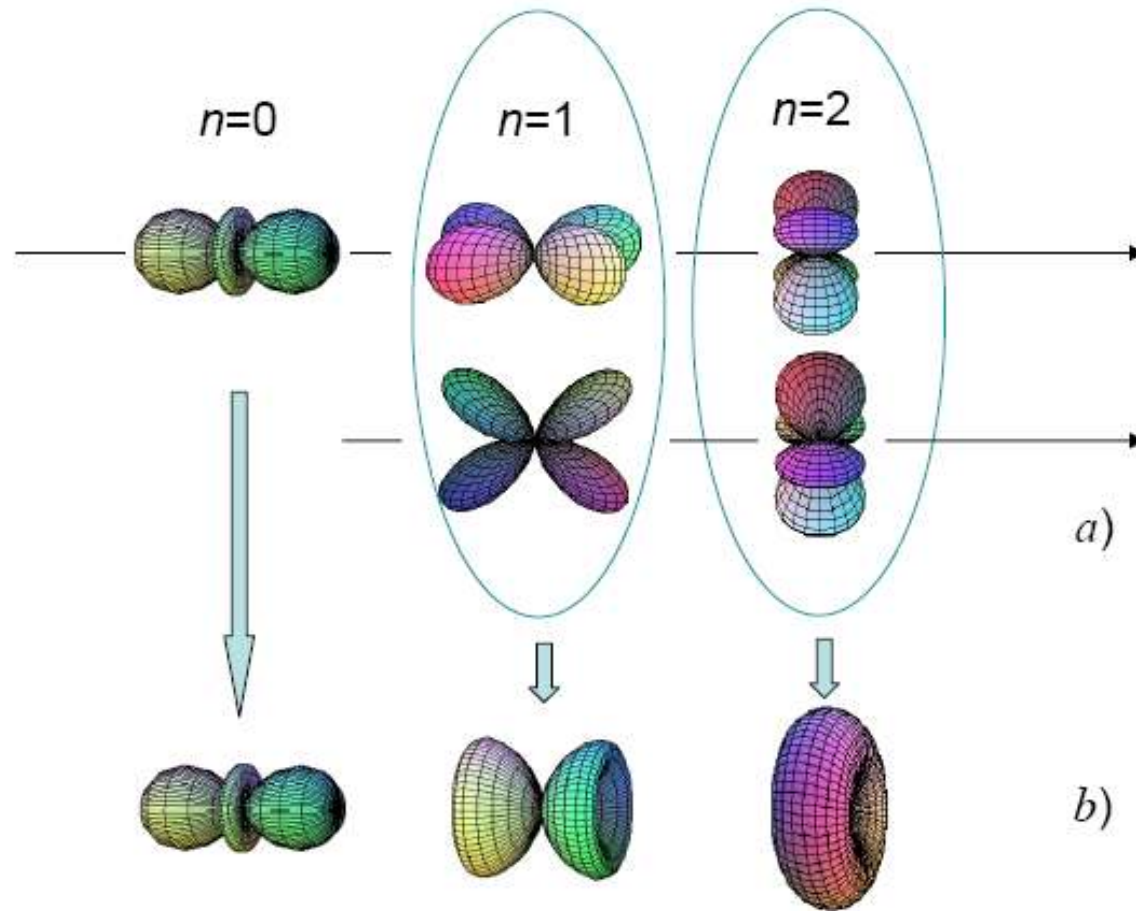
$$p = -\frac{\pi M^2}{2^7 \mu} \frac{e^{iMr/2 - i\omega_0^{(2)} t}}{r} \cos 2\theta \sin^2 \chi$$



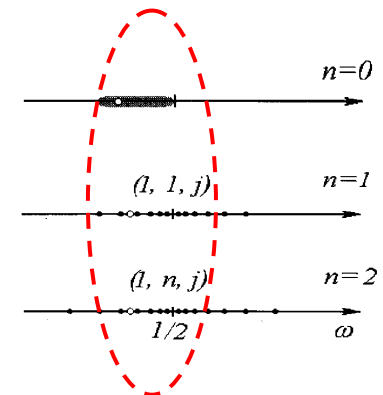
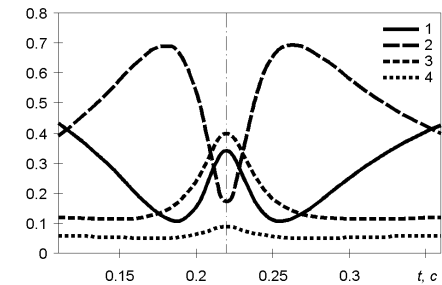
$$\omega = \frac{\Omega_0}{2} (1 + O(\mu))$$



# Transformation of mode azimuthal directivity after averaging



Relative contribution of azimuthal harmonics for vortex ring

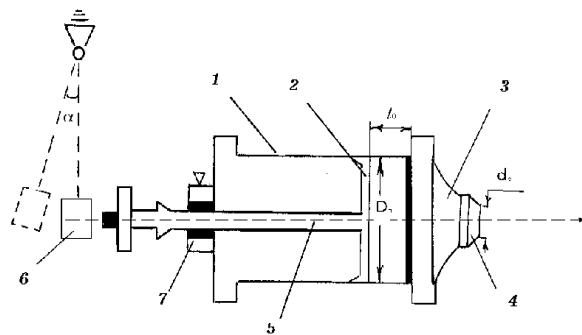
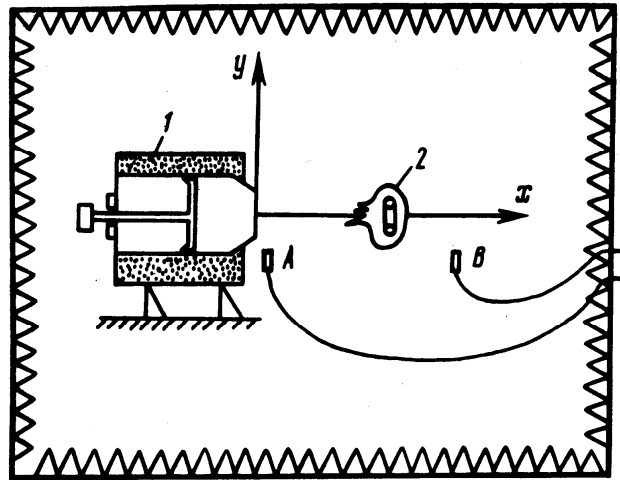


# Aeroacoustics experiment

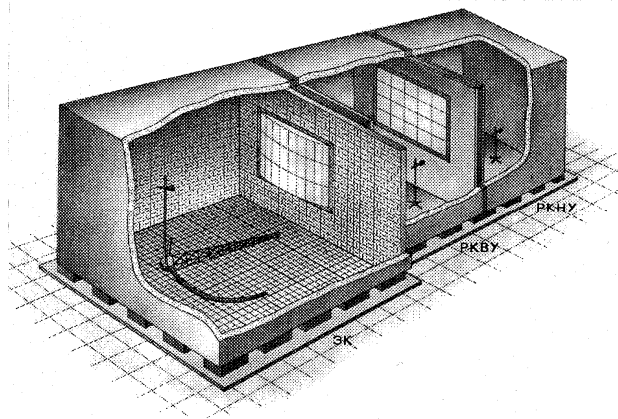


# Experimental investigations of vortex ring noise in anechoic chamber of TsAGI

Zaitsev&Kopiev 1990

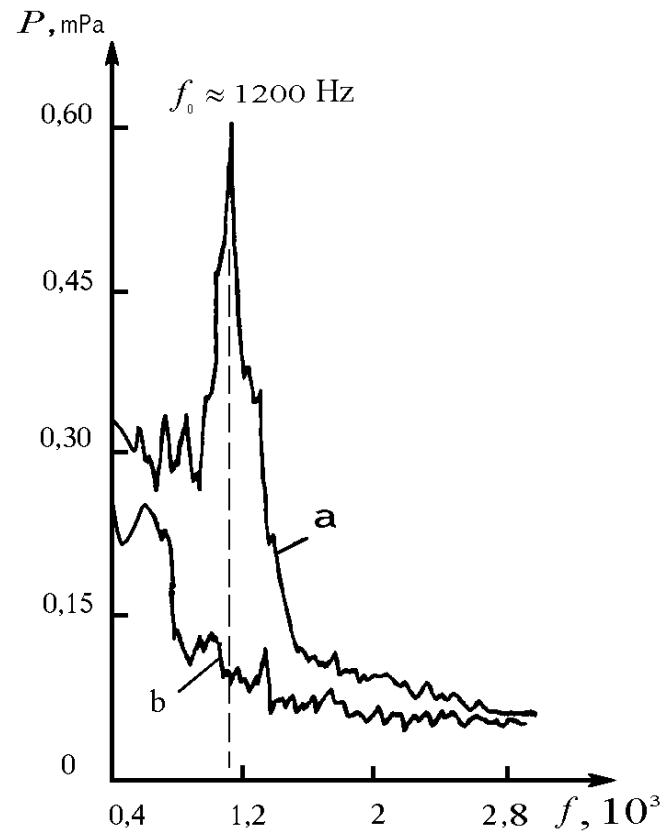


# Experimental investigations of vortex ring noise in anechoic chamber of TsAGI

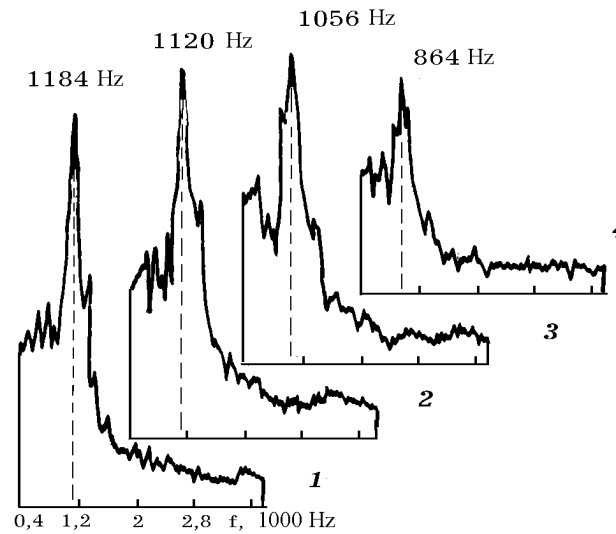


## Averaged spectra:

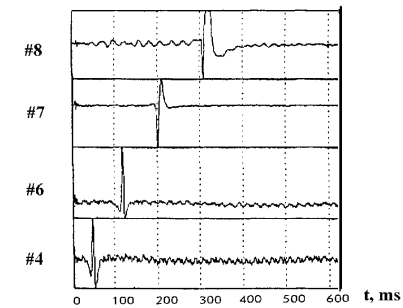
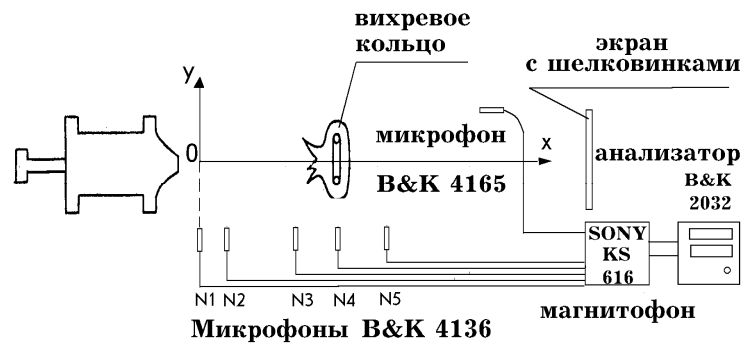
a) vortex ring; b) without ring



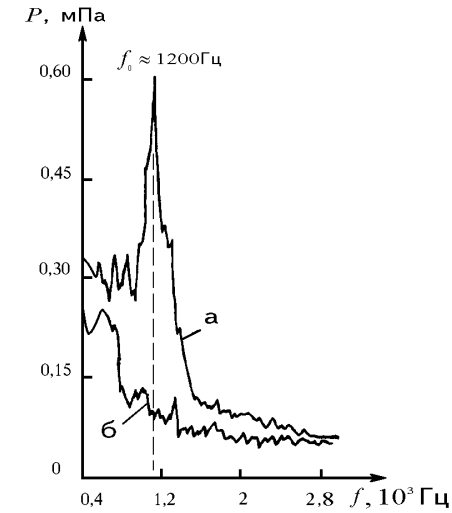
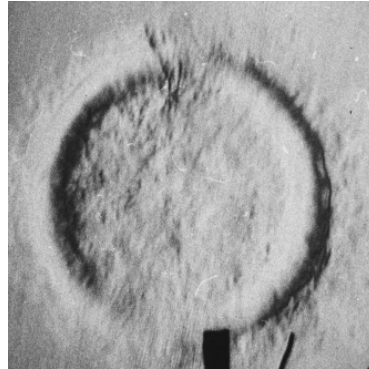
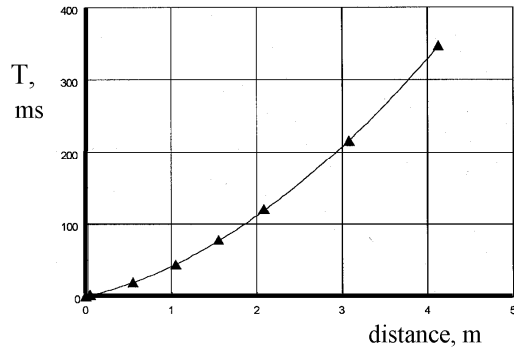
# The peak frequency drift as a ring moves



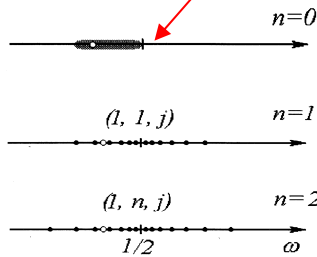
## Measurements of ring velocity



# Comparison of the theory with experiment



$$\omega_m = \frac{\Omega_0}{2}$$



$$\Delta\omega/\omega = (-4\mu/a_1, 4\mu/a_1)$$

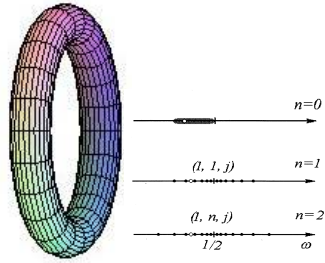
**Radiation consist in alone peak  
with frequency exactly  
predicted by theory**

Measuring values  $V, R, \mu$

$$\omega_m = \frac{2}{\mu^2 c(\mu)} \frac{V}{R}$$

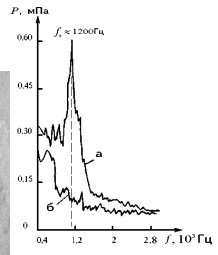
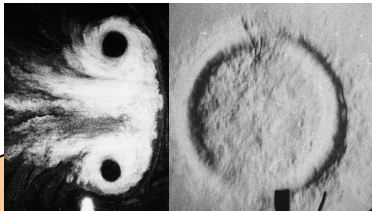
where  $c(\mu) = \ln \frac{8}{\mu} - \frac{1}{4}$

$$V = \frac{\Omega_0 a \mu}{4} \left( \ln \frac{8}{\mu} - \frac{1}{4} \right)$$

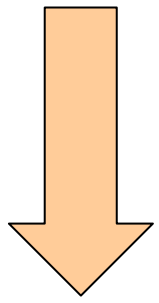


Radiation theory for the vortex ring with the simplest vorticity distribution in the core

Coincidence!?



Experiments with turbulent vortex rings ( $Re \gg 1$ )



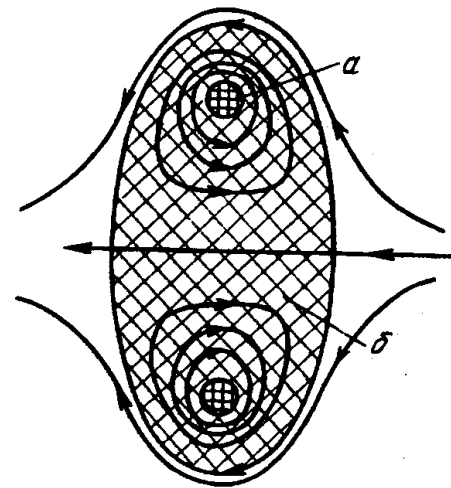
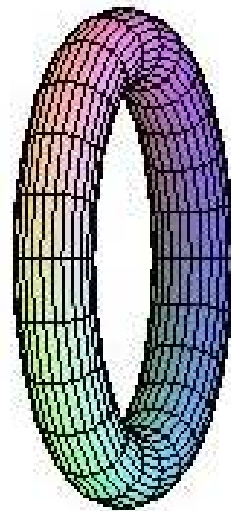
**Какова причина появления и интенсификации возмущений в вихре?**

**Откуда такая высокая добротность этой колебательной системы?**

# **Unsteady disturbance generation in a vortex ring and turbulence appearance near the core**

(multiple instability of eigen-modes)

# Vortex ring with small vorticity in vicinity of the core





# Effect of monotonically decreasing vorticity on oscillation properties

Instability of oscillating contour in circulating flow of ideal fluid (Kopiev&Chernyshev, 2000)

$$\begin{cases} \frac{d^2 A}{d\rho^2} + \frac{1}{\rho} \frac{dA}{d\rho} - \left( \frac{m^2}{\rho^2} + \frac{m\Omega'_0}{\rho(mU_0 - \omega)} \right) A = 0 \\ A|_{\rho=1} = \xi_0 (V_M - \omega/m), \quad A|_{\rho=\infty} = 0 \end{cases}$$

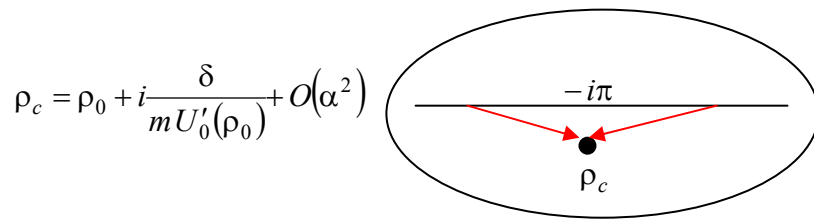
Solution near critical layer  $\rho_c$ :  $mU_0(\rho_c) = \omega$

$$A = (V_M - \omega/m) \xi_0 \left[ 1 + O(x^2) + \alpha \cdot \ln x \cdot (x + O(x^2)) \right] + A_2 [x + O(x^2)]$$

$$\alpha = \Omega'_0(\rho_c) / \rho_c V'_0(\rho_c)$$

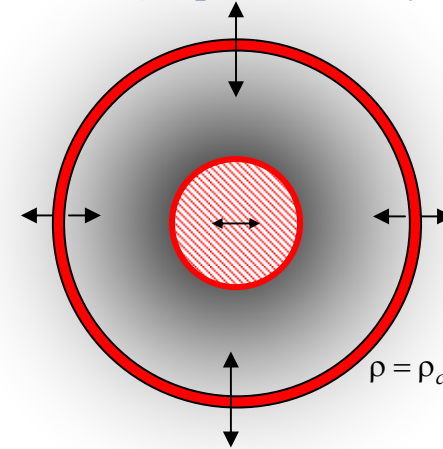
Energy flux through the contour  $\rho = const$

$$J = \int_0^{2\pi} \operatorname{Re} (p + \rho^2 V_0 v^\varphi) \operatorname{Re} (v^\rho) \rho d\varphi = \frac{\pi \rho^3}{m} \operatorname{Re} (\omega v^{\rho*} v^\varphi)$$



Energy flux from critical layer vicinity  $\Delta J = J|_{\rho=\rho_0+\Delta} - J|_{\rho=\rho_0-\Delta}$

$$\Delta J = \pm \frac{\pi^2 \alpha \omega_u \rho_0^3}{m^2} |v_u^\rho(\rho_0)|^2 + O(\alpha^2)$$



Balance of energy

$$\Delta J = dE/dt \quad \delta = \frac{\Delta J}{2E}$$

The energy flux value  $J$  and energy  $E$  for a weakly vortical flow can be expressed through component of the velocity, found from the solution of a more simple problem **with potential streamlining**

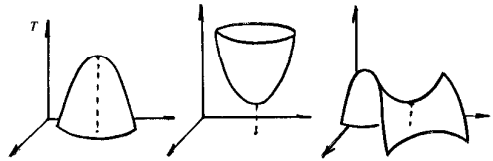
Increment for  $n=1$ :

$$E = \frac{M}{2} [(\gamma+1)\omega_{1,2}^2 + \omega_0^2] \xi_0^2$$

$$\delta = - \frac{\pi \gamma \omega_1 (\omega_1 - U_M)^2 \rho_0 \Omega'_0(\rho_0)}{2U_M [(\gamma+1)\omega_1^2 + \omega_0^2]}$$

# Unsteady disturbance generation in a vortex ring and turbulence appearance near the core (multiple instability of eigen modes)

Disturbance energy and Arnold theorems



$$\delta = \frac{\Delta J}{2T}$$

$$T = \frac{1}{2} \int V^2 dr$$

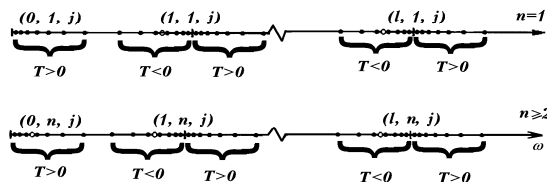
$$\Delta T = 0 \quad \Delta^2 T = \frac{1}{2} \int \Omega_0 \left[ \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} \times \varepsilon \right] dr$$

$$T = \frac{\pi^2 l}{2\mu^2 n} \cdot a_j + O(\mu^{-1}) \quad \text{Bessel modes}$$

$$T = \frac{\pi^2}{\mu} + O(1) \quad \text{Bulging modes}$$

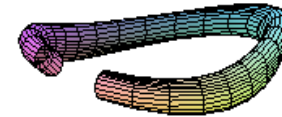
$$T = -\frac{\pi^2}{2\mu} \cdot \frac{l}{l+1} + O(1) \quad \text{Isolate modes}$$

$$T = \frac{\pi^2 \mu}{4} \cdot B_n + O(\mu^2) \quad \text{Bending modes}$$



Energy flow from the vicinity of critical layer

running bessel mode (1,2,j)

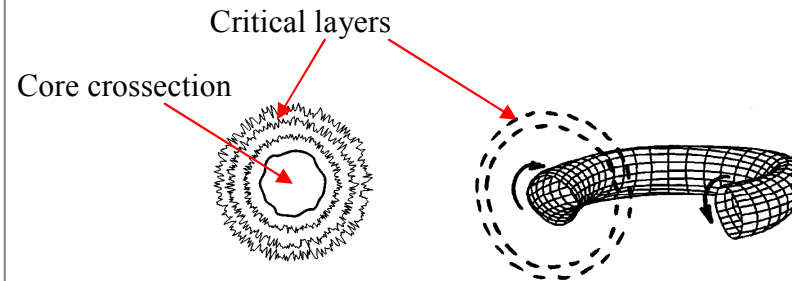


Location of critical layers

$$\rho_c = \sqrt{\frac{l+1}{2\omega}} \quad \rho = \sqrt{a_j / (2n\mu)} [1 + O(\mu)]$$

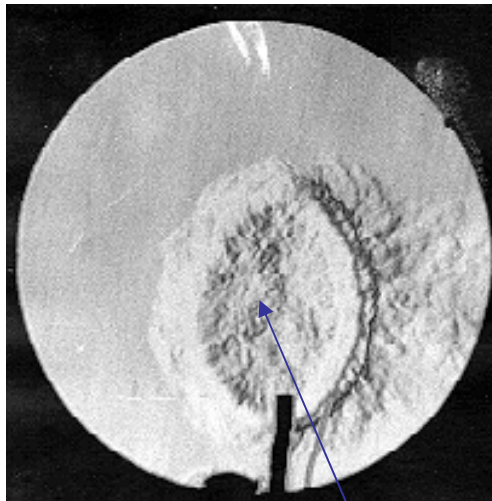
$$\Delta J = \frac{\pi^3 (3l+2)^2 (l+1)}{16n^2 a_j^2 \mu \rho_c^{2l+1}} |\Omega'_0(\rho_c)|$$

$$\delta = \frac{(3l+2)^2 (l+1)^2 \pi \mu}{2^5 n a_j^3 \rho_c^{2l+1}} |\Omega'_0(\rho_c)|$$

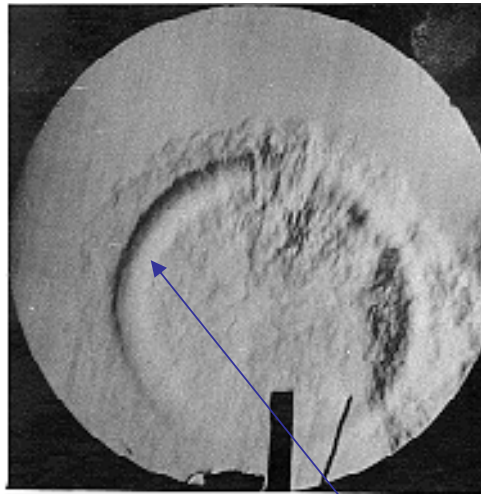


# Turbulent vortex ring

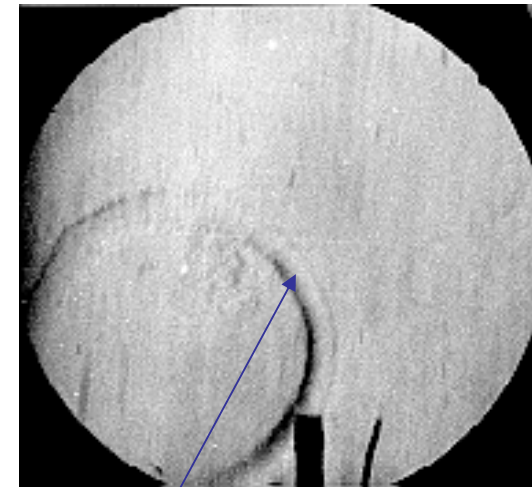
Evolution of laminar core and turbulent envelope



Small-scale turbulence  
near laminar core

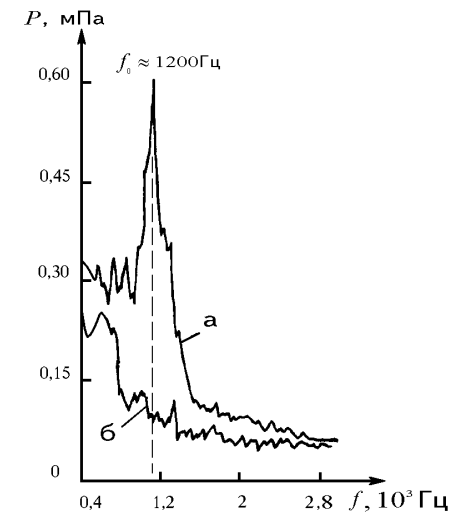
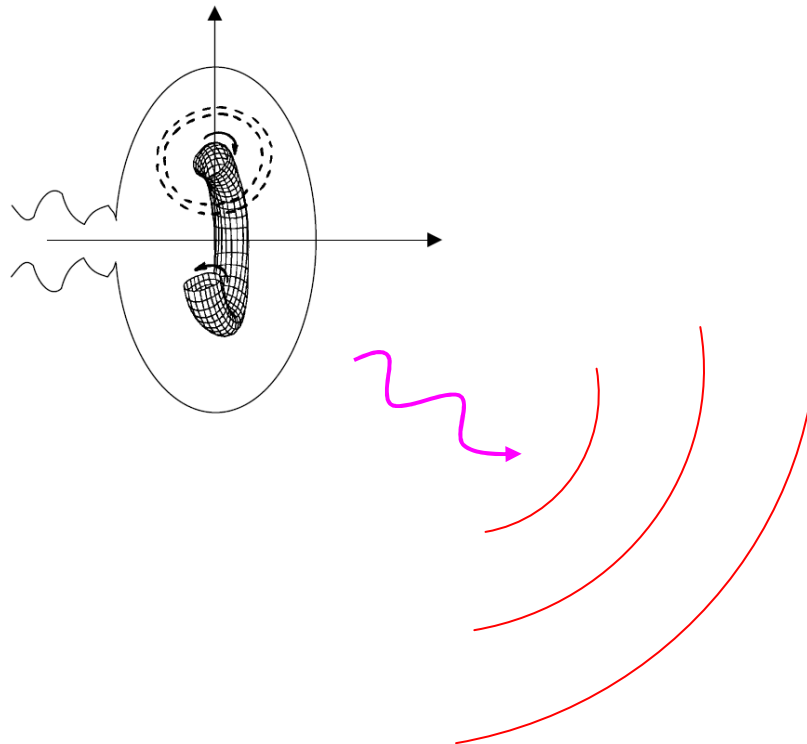
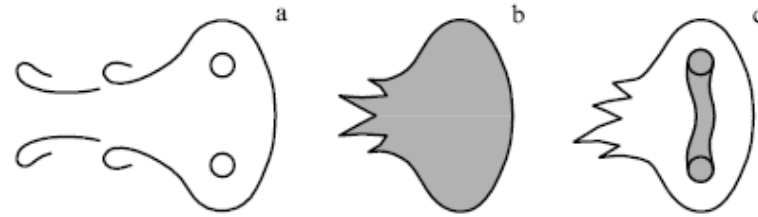


Laminar core



# Possible mechanisms of sound radiation

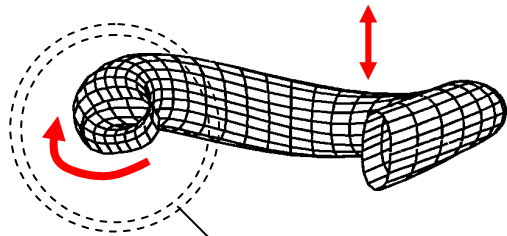
by unsteady vorticity in the wake (a); by turbulent fluctuations in the 'envelope' (b);  
by vortex core modes (c).



# Large-scale and small-scale turbulence interaction in triple decomposition

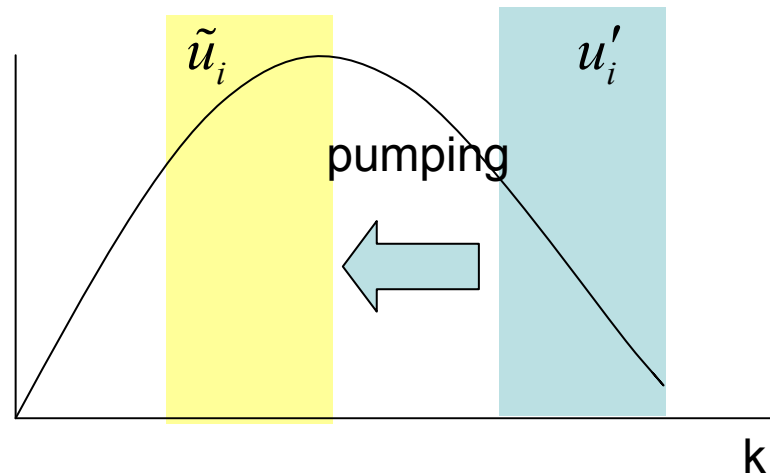
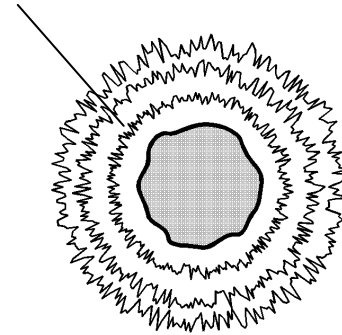
# LS and SS disturbances

Large-scale part of eigen-disturbance



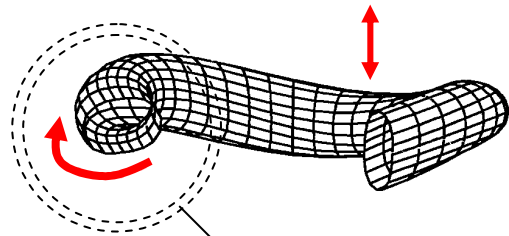
Small-scale part of eigen-disturbance

Small-scale part of number of disturbances



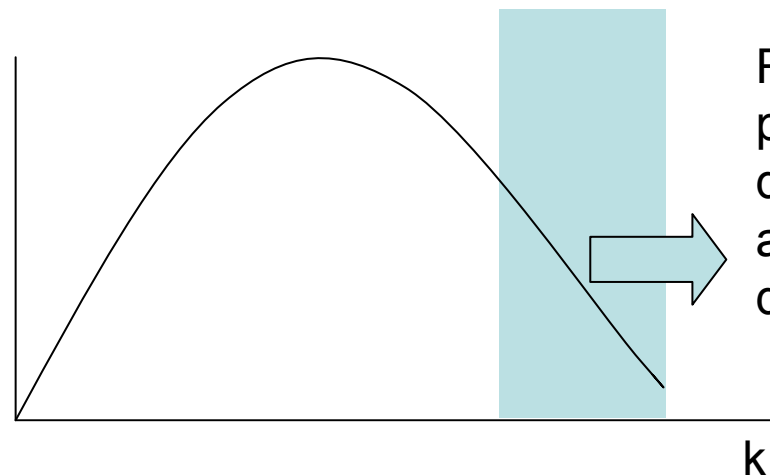
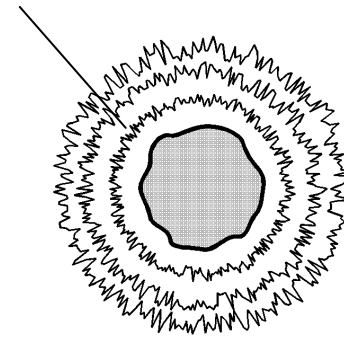
# LS and SS disturbances

Large-scale part of eigen-disturbance



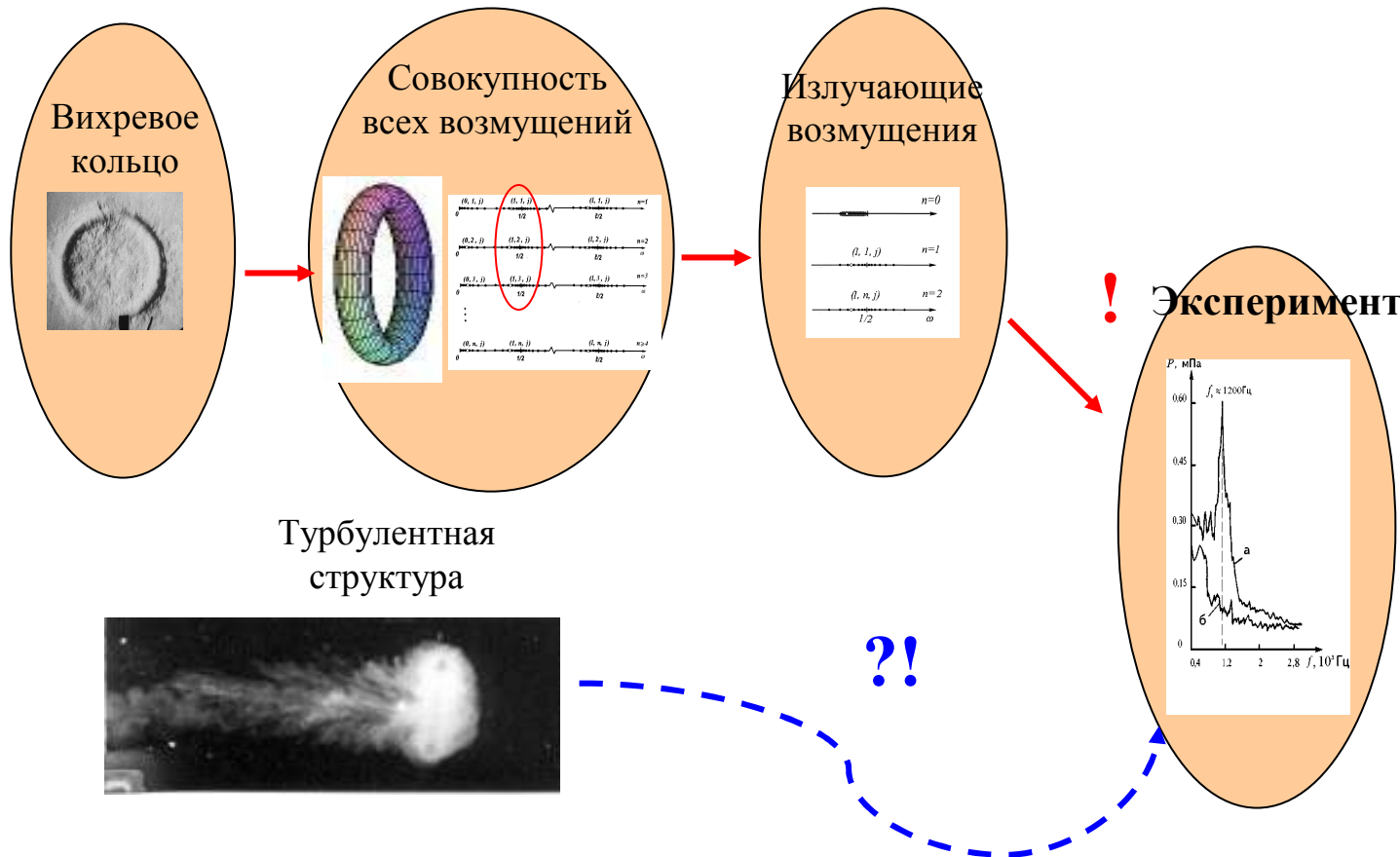
Small-scale part of eigen-disturbance

Small-scale part of number of disturbances



Role of SS:  
pumping of LS  
disturbances  
and then  
dissipation

Пример связи турбулентность-шум в вихревом кольце демонстрирует наличие серьезных вопросов в традиционных подходах к задаче аэродинамической генерации шума турбулентностью



Традиционный подход – моделирование или измерение параметров турбулентности и подстановка в интеграл Лайтхилла



VR позволяет проследить весь путь от зарождения нестационарных возмущений и турбулентности до механизма излучения шума отдельными возмущениями вихря;

VR – физический объект, для которого случайный шум генерируется бесконечным числом мод с близкими частотами, имеющими точку сгущения;

SS турбулентность в атмосфере VR соответствует возмущениям в критических слоях вокруг ядра, заполняющих всю атмосферу VR;

**Роль SS в балансе возмущений – накачка LS колебаний;**

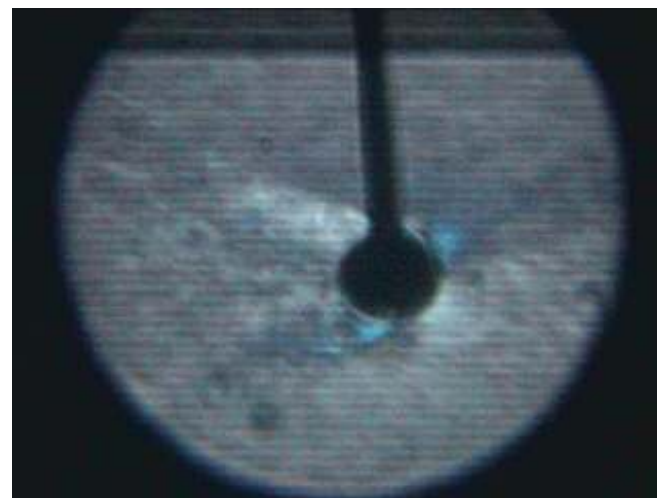
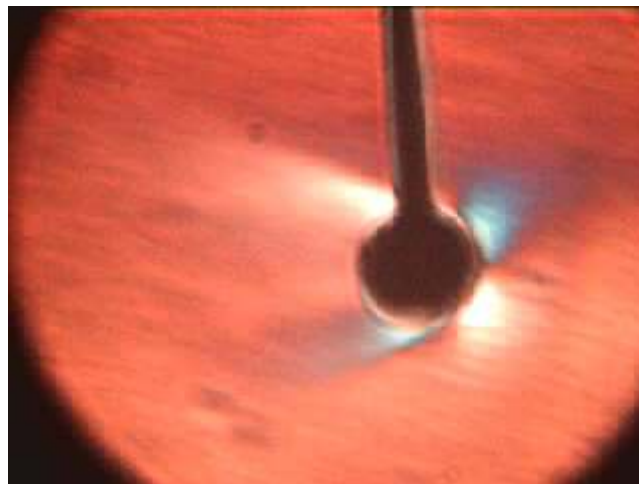
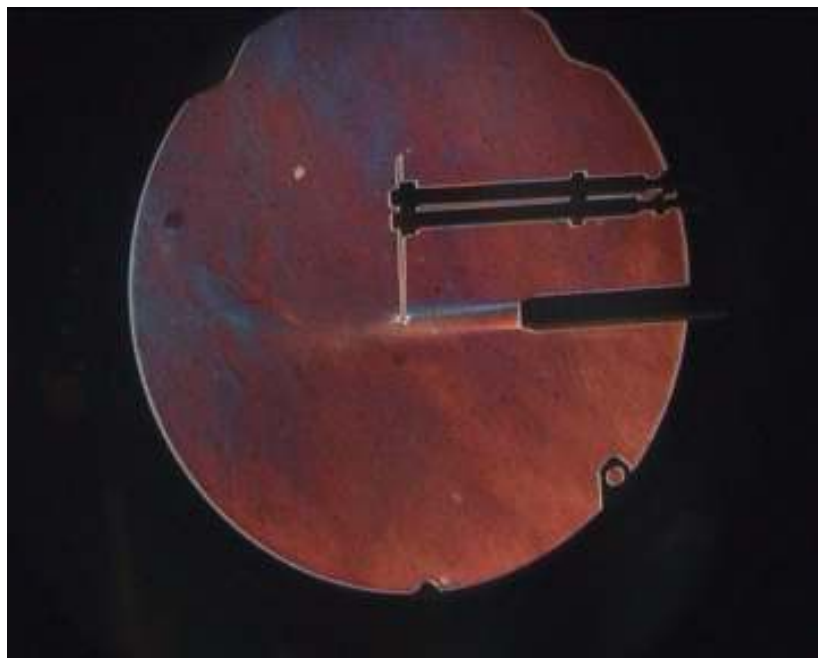
Таким образом:

Шум даже одного вихря представляет собой сложный случайный процесс со вполне определенными особенностями, которые могут быть проверены экспериментально и предсказаны теоретически.

**Если собственный шум крупных вихрей важен в суммарном балансе механизмов, определяющих шум струи, то численное моделирование, использующее принятые диссипативные схемы замыкания не будут предсказывать шум такой струи корректно и требуется определенная модификация существующих подходов.**

Шум отрывного обтекания

# Обтекание твердых тел

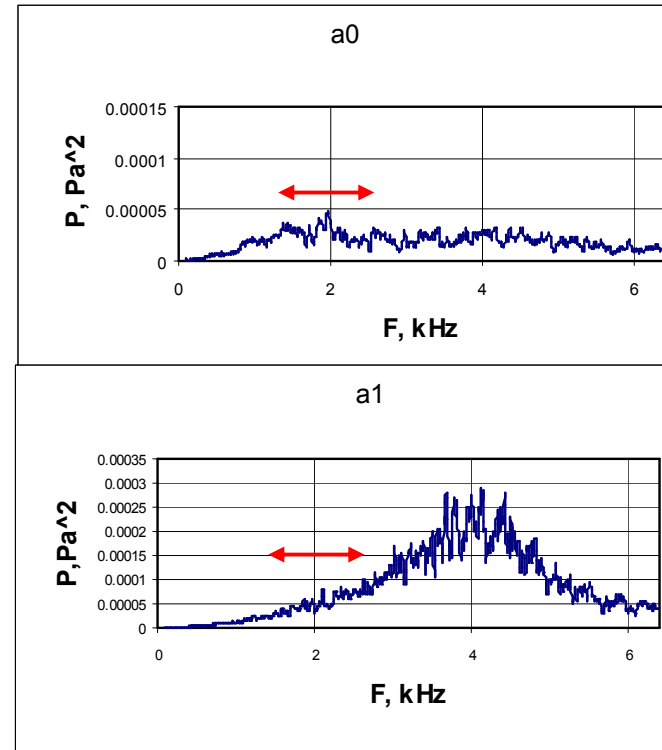
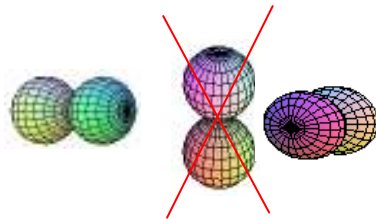
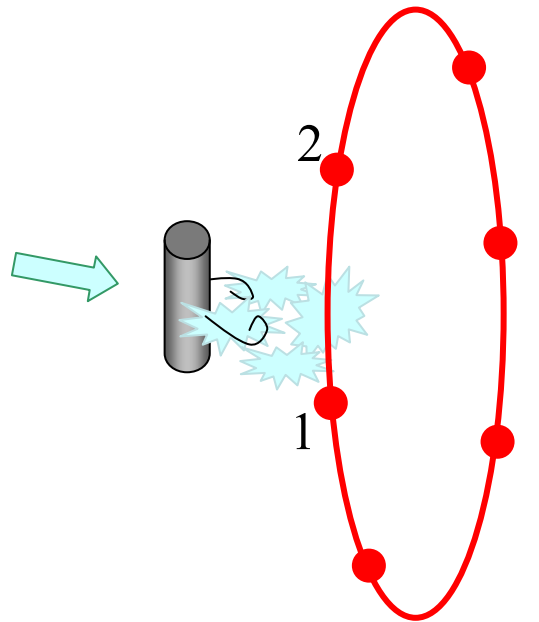


# Broadband dipole noise measurements (low frequencies).

Experimental setup,

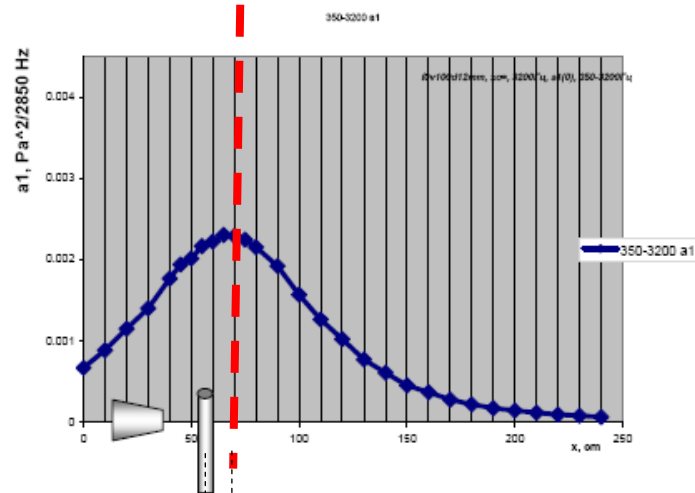
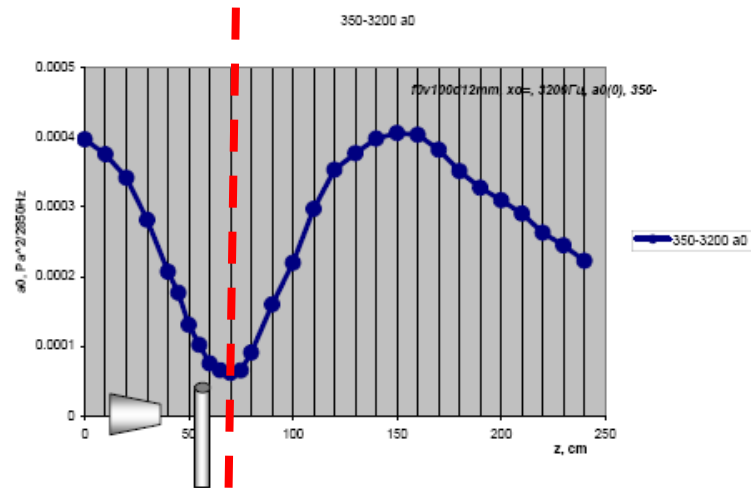
$D=4\text{cm}$ ,

$d_1=3\text{mm}$

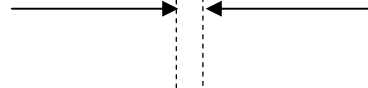


# Displacement of the dipole source far downstream

Two modes ( $n=0$ ) and ( $n=1$ ) for rod diameter 3mm (with deleted the pure jet noise)



5-10cm

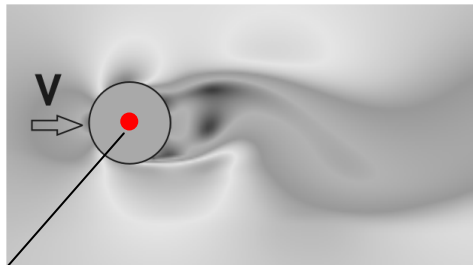


# Analysis of multipole shift near the curved surface in long wave approximation

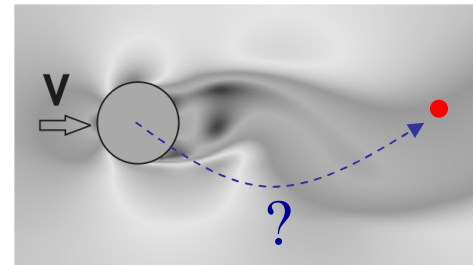
Curle's equation

$$4\pi p = \frac{x_j x_k}{c_0^2 x^2} \cdot \frac{1}{x} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int [T_{jk}] d^3 y + \frac{x_j}{c_0 x} \cdot \frac{1}{x} \frac{\partial}{\partial t} \int [p] \delta_{jk} d s_k = \frac{x_j x_k}{c_0^2 x} \frac{1}{x} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int [T_{jk}] d^3 y + \frac{x_j}{c_0 x} \cdot \frac{1}{x} \left[ \frac{d F_j(t)}{d t} \right]$$

$$M^2 \ll 1$$



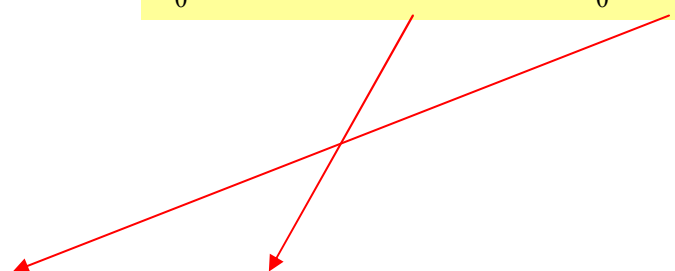
source location



# Why the dipole shifts?

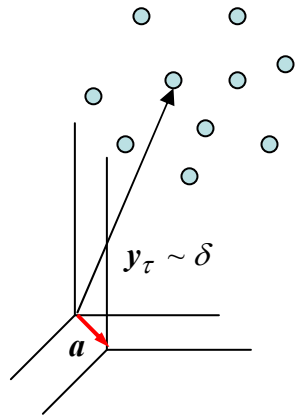
Curle's equation

$$4\pi p = \frac{x_j x_k}{c_0^2 x^2} \cdot \frac{1}{x} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int [T_{jk}] d^3 y + \frac{x_j}{c_0 x} \cdot \frac{1}{x} \frac{\partial}{\partial t} \int [p] \delta_{jk} d s_k = \frac{x_j x_k}{c_0^2 x} \frac{1}{x} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int [T_{jk}] d^3 y + \frac{x_j}{c_0 x} \cdot \frac{1}{x} \left[ \frac{d F_j(t)}{d t} \right]$$


$$f(x_0) \approx f(0) + x_0 \cdot f'(0) + \dots$$

dipole + quadrupole = shifted dipole

# Incompressible sources: shift of the coordinate system



$$\varphi = \sum_{\tau} \frac{q_{\tau}}{|r - y_{\tau}|}$$

Expansion for  $r \gg \delta$

$$\varphi = \sum_{\tau} q_{\tau} \left( \frac{1}{r} + y_{\tau j} \frac{\partial(1/r)}{\partial x_j} + \frac{1}{2} y_{\tau j} y_{\tau k} \frac{\partial^2(1/r)}{\partial x_j \partial x_k} + \dots \right) = \frac{1}{r} \left[ Q - \frac{x_j D_j}{r^2} + \frac{x_j x_k}{r^2} P_{jk} + \dots \right]$$

$$Q = \sum_{\tau} q_{\tau}$$

$$D_j = \sum_{\tau} q_{\tau} y_{\tau j}$$

$$P_{jk} = \sum_{\tau} q_{\tau} (y_{\tau j} y_{\tau k} - \frac{1}{3} y_{\tau}^2 \delta_{ij})$$

## Transformation of multipole moments due to coordinate system shift

$$Q = 0, \quad P_{ij} = 0$$

was  $\rightarrow$

$$\varphi = \frac{1}{r} \left[ -\frac{x_i}{r^2} D_j \right]$$

$$y_j = y_j + a_j \quad \begin{cases} D'_j = \sum_{\tau} q_{\tau} (y_{\tau j} + a_j) = \sum_{\tau} q_{\tau} y_{\tau j} + Q a_j = D_j + Q a_j \\ P'_{jk} = P_{jk} + a_j D_k + a_k D_j + a_j a_k Q \end{cases}$$

become  $\rightarrow$

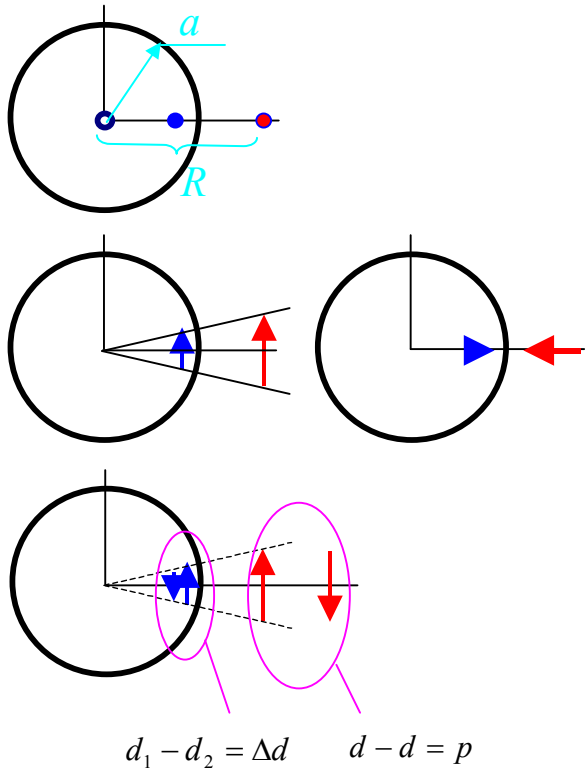
$$\varphi = \frac{1}{r} \left[ -\frac{x_i}{r^2} D_j + \frac{x_j x_k}{r^3} P_{jk} + \dots \right]$$

$$D_j = D_j$$

$$P_{jk} = a_k D_j$$



# Multipoles near rigid cylinder



Dipole shifted by vector  $\delta$

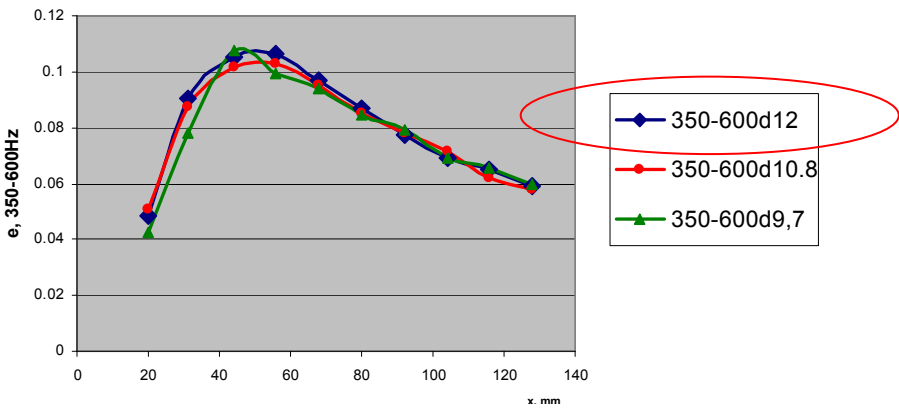
$$\varphi_{y_j \rightarrow y_j + a_j} = \frac{1}{r} \left[ -\frac{x_i}{r^2} D'_j + \frac{x_j x_k}{r^3} P'_{jk} + \dots \right]$$

$$P_{jk} = \delta_k D_j$$

$$\left. \begin{aligned} d_1 &= ql(a/R)^2 \\ d_2 &= -ql(a/R)^2(1 - 2l/R) \end{aligned} \right\}$$

$$\Delta d_y = \frac{2ql^2 a^2}{R^3} = \frac{2pa^2}{R^3}$$

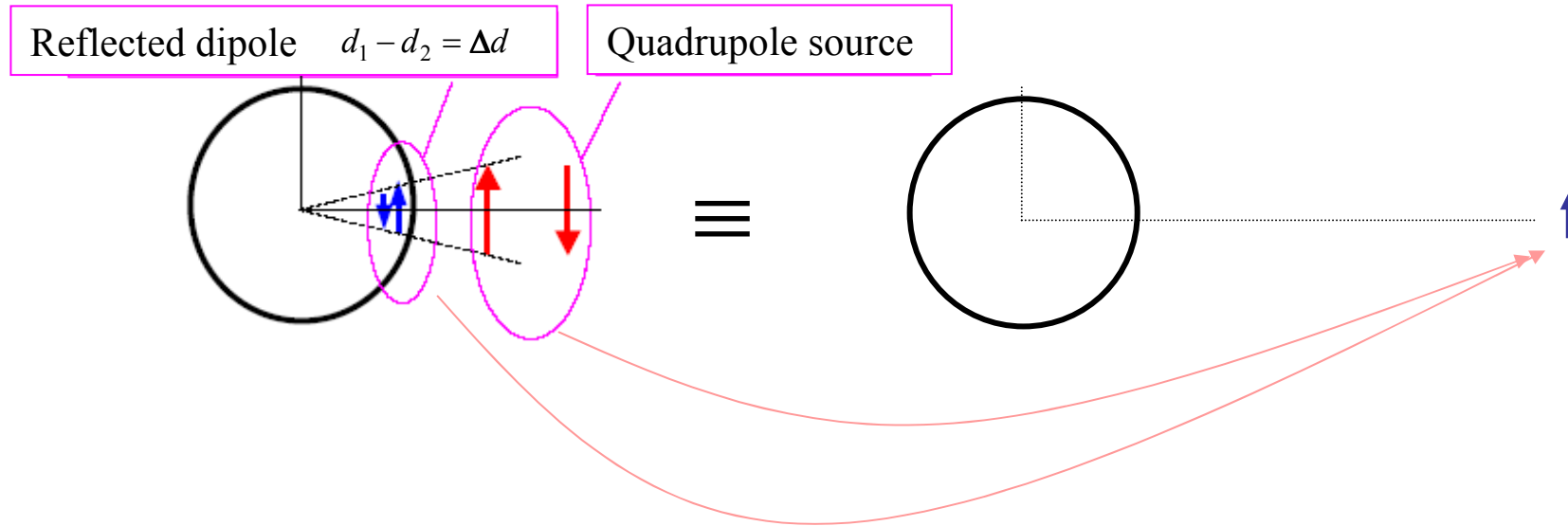
$$-P_{xy} = P_{yx} = ql^2 = p$$



$$\delta = (a/2)(R/a)^3$$

$a \sim 1.5\text{mm}, R \sim 6\text{mm} \rightarrow \delta \sim 60\text{-}80\text{mm}$

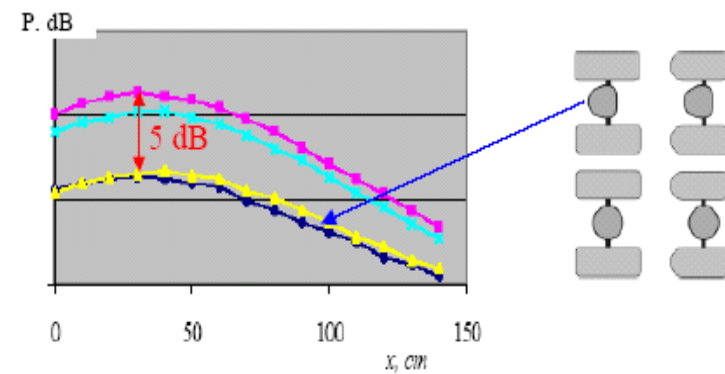
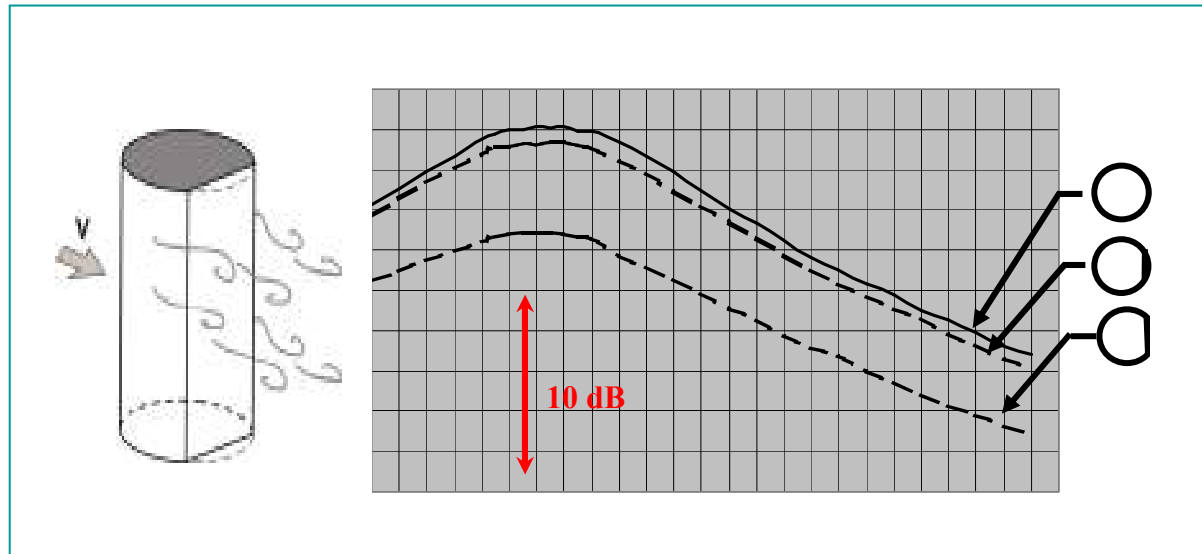
# Why the dipole shifts?



$$f(x_0) \approx f(0) + x_0 \cdot f'(0) + \dots$$

dipole + quadrupole = shifted dipole

# Экспериментальные данные, демонстрирующие снижение шума за счет использования новой концепции

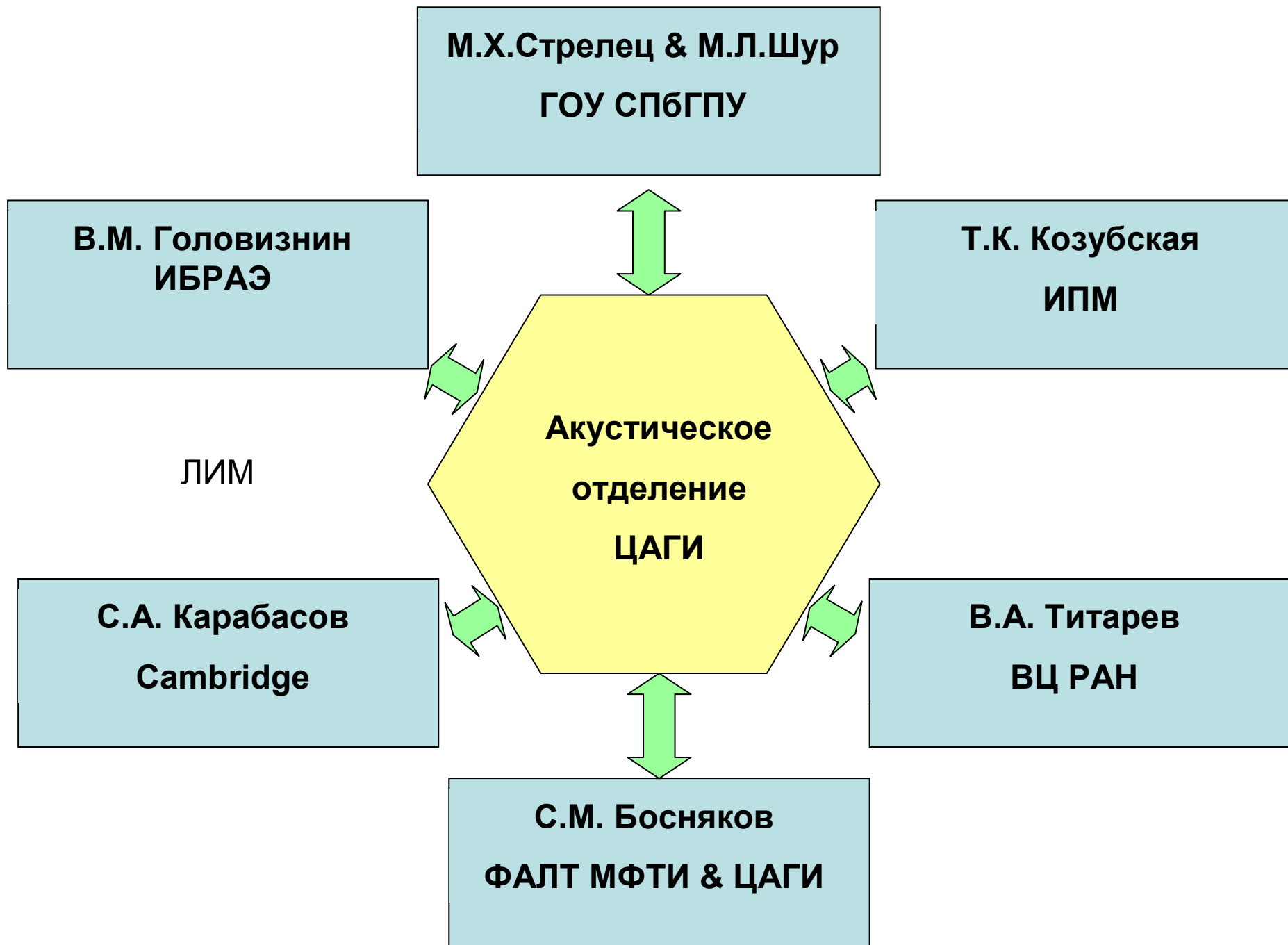


Главный вопрос – какова структура источника звука в задаче отрывного обтекания цилиндра.

Ответ на этот вопрос может дать подробное численное моделирование отрывной зоны

1. Приведенные примеры показывают, что основная проблема аэроакустики – недостаточно полное понимание основных механизмов аэродинамической генерации шума турбулентностью.
2. Поэтому при разработке вычислительных программ необходимо закладывать исходно наиболее значимые физические модели аэродинамической генерации;
3. Главным является вопрос не о допустимой точности с «инженерной» точки зрения, а о точности моделирования тонких эффектов, определяющих шумообразование в той или иной задаче.

# Численное моделирование источников шума турбулентных потоков

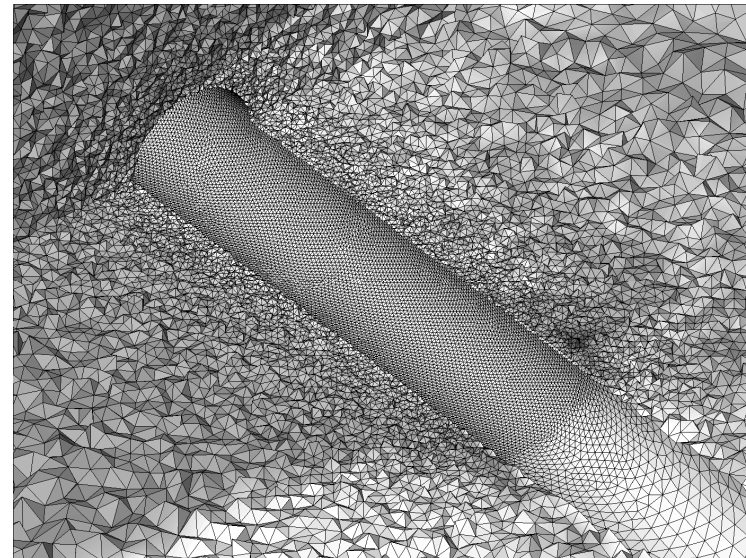
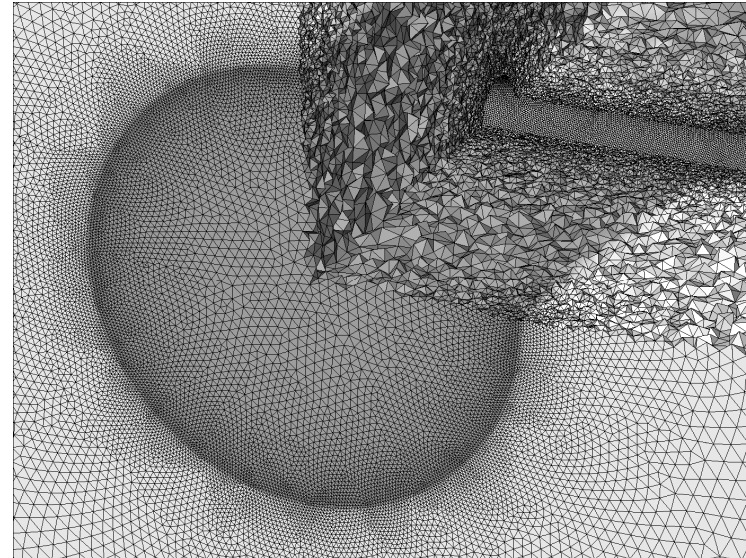
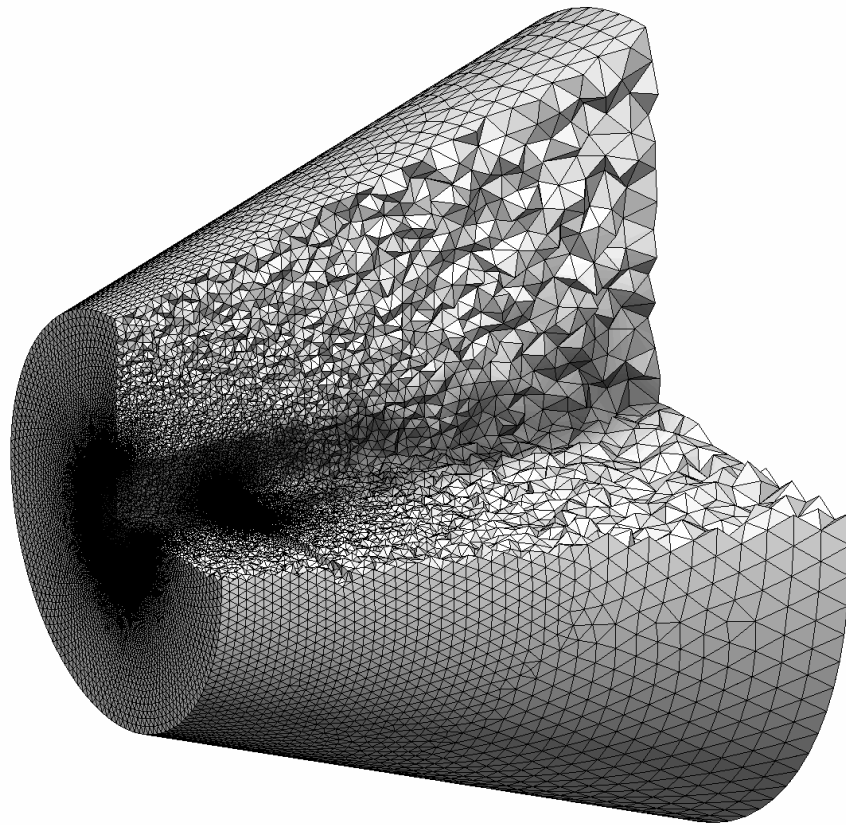


# Applications: ILES of compressible flows

## Unstructured tetrahedral mesh

- up to 16M of nodes (~100M tetrahedrons)

Mesh is concentrated near the cylinder-jet interaction area and at the jet mixing layer





# Applications: ILES of compressible flows

## ILES of a round jet interacting with a cylinder: the study of noise sources in the wake

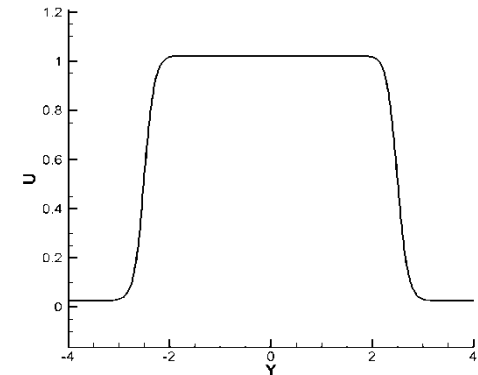
- **Case definition**

- $M = 0.206$
- $Re = 14000$  (based on the diameter of the cylinder)

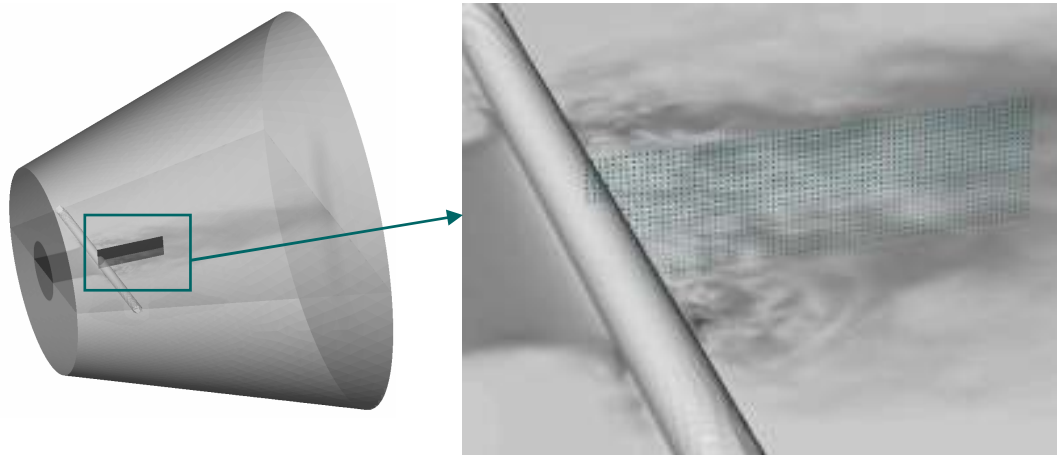
Experimental part of the study is being performed by **TSAGI**

Investigations are focused on the aerodynamic noise reduction

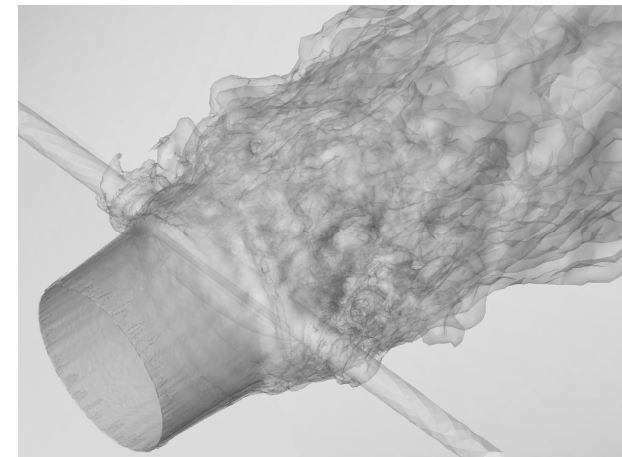
1400 control points are placed behind the cylinder



Stationary jet profile with exponential transition



Position of control points

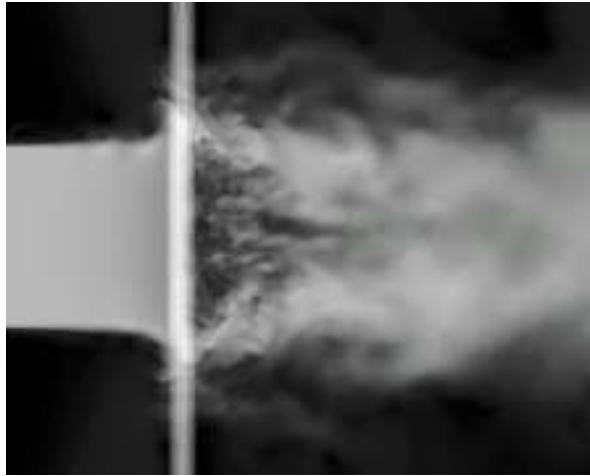


View of the flow  
(iso-surfaces of velocity module)

# Applications: ILES of compressible flows

## Snapshots at 12% resolution

Top view

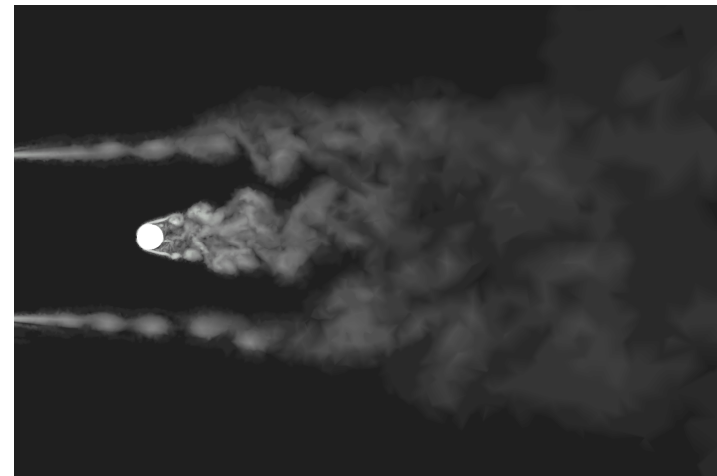
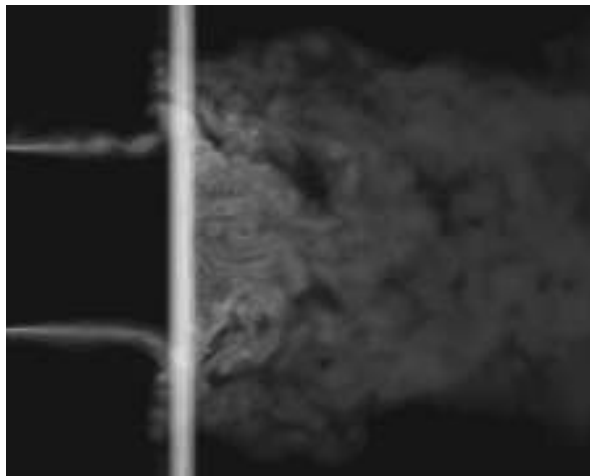


Velocity  
module

Side view



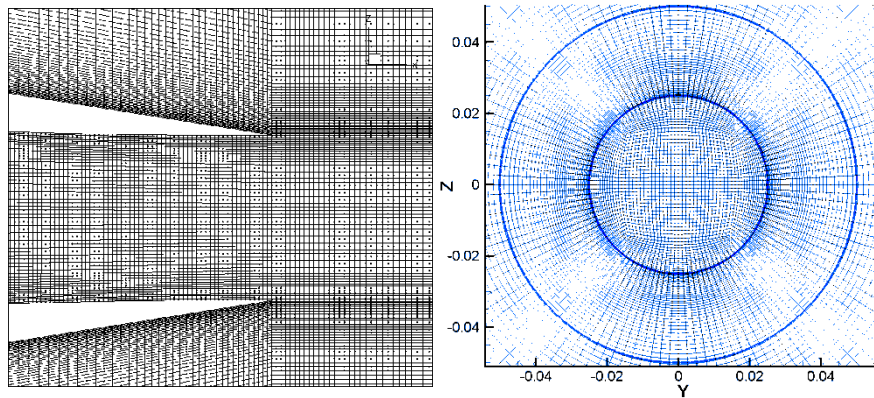
Vorticity



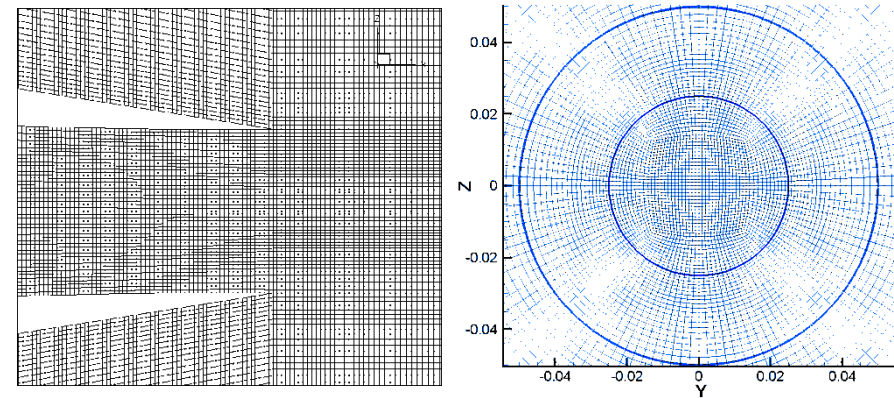
# JEAN jet experiment ( $M=0.75$ , $Re=10^6$ )

Grid=  $3.8 \cdot 10^6$  cells, N cores =500, Calc. time =24 hrs

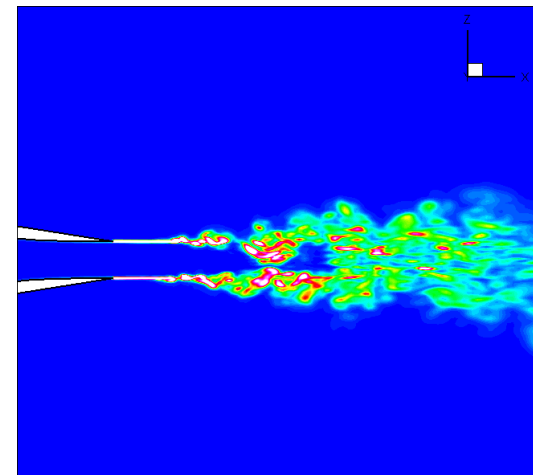
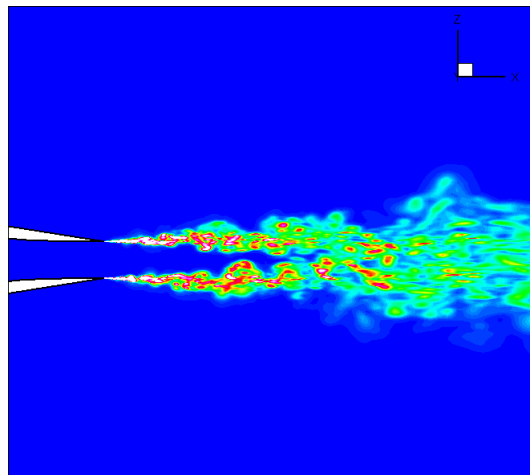
Grid with a radial refinement on the lip line



No refinement



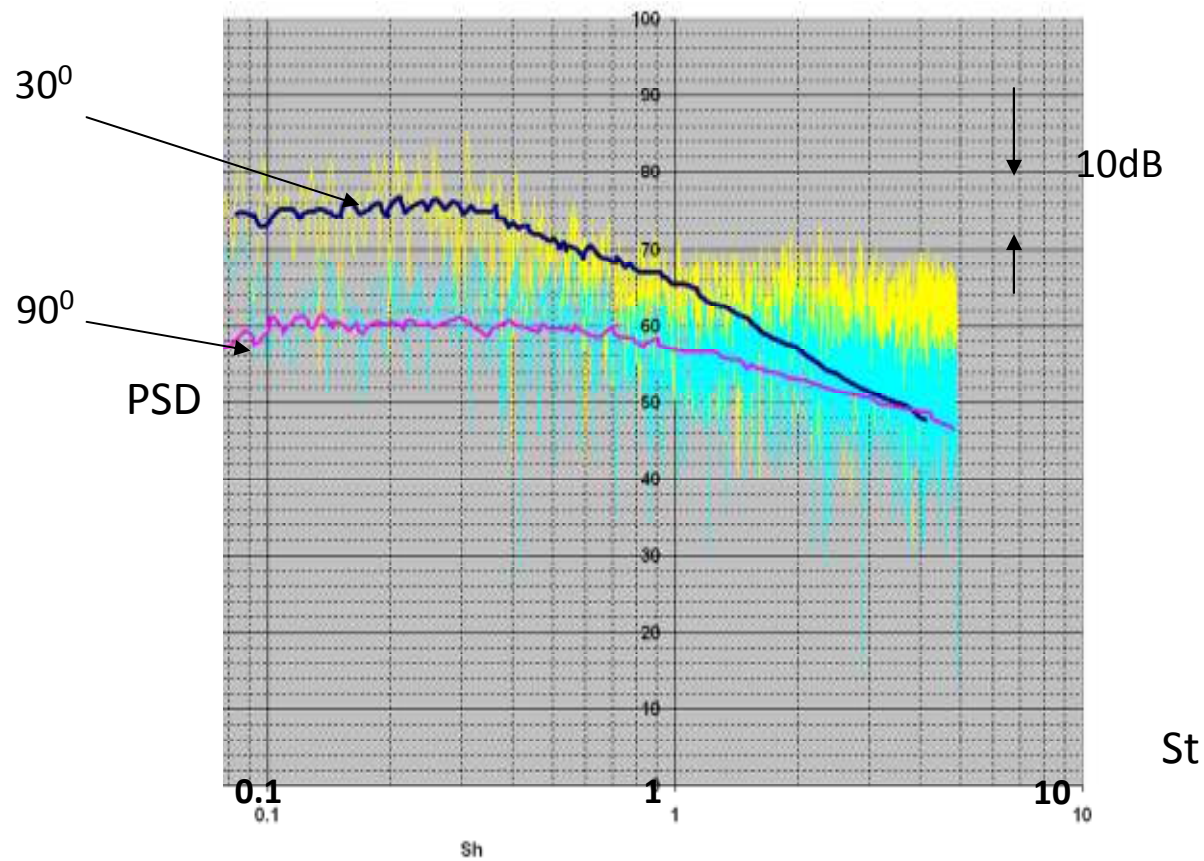
Instantaneous vorticity field



Effect of the delayed jet transition caused by an increased thickness of the early shear layer

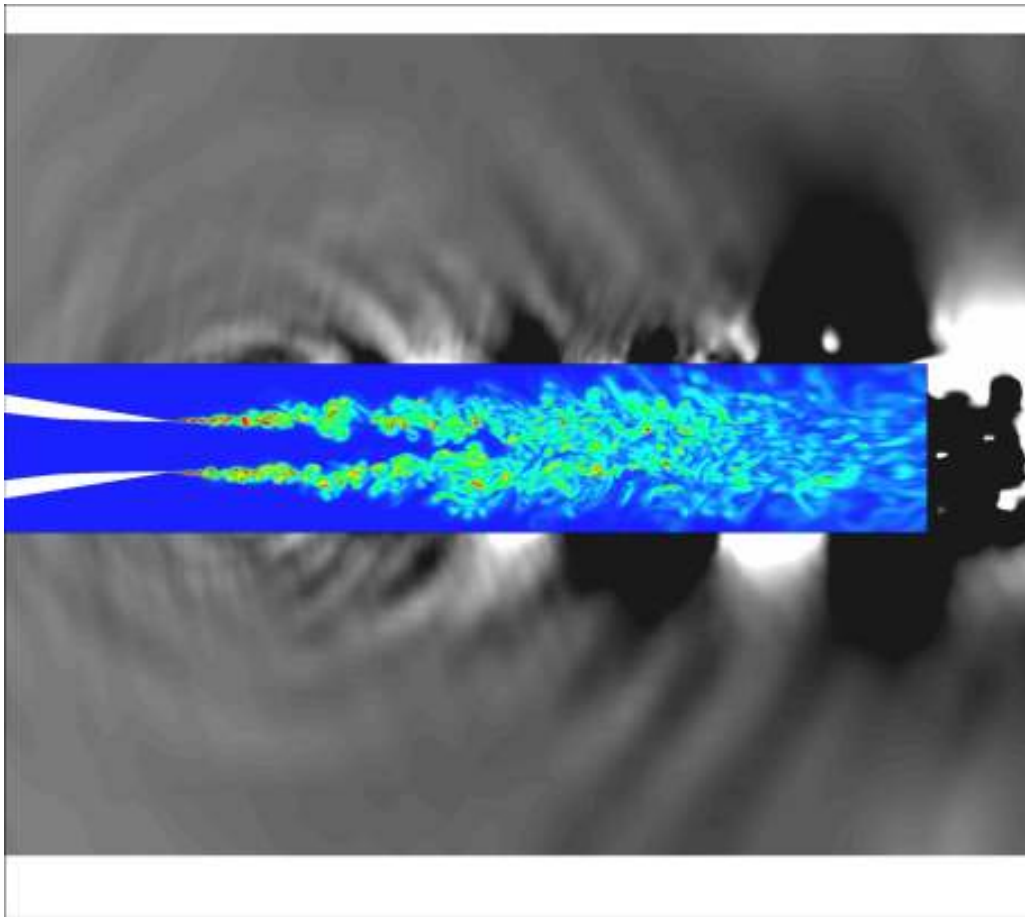
# FWH validation for a pulsating monopole sphere and the far-field noise prediction for the JEAN experiment

JEAN experiment vs FWH calc.



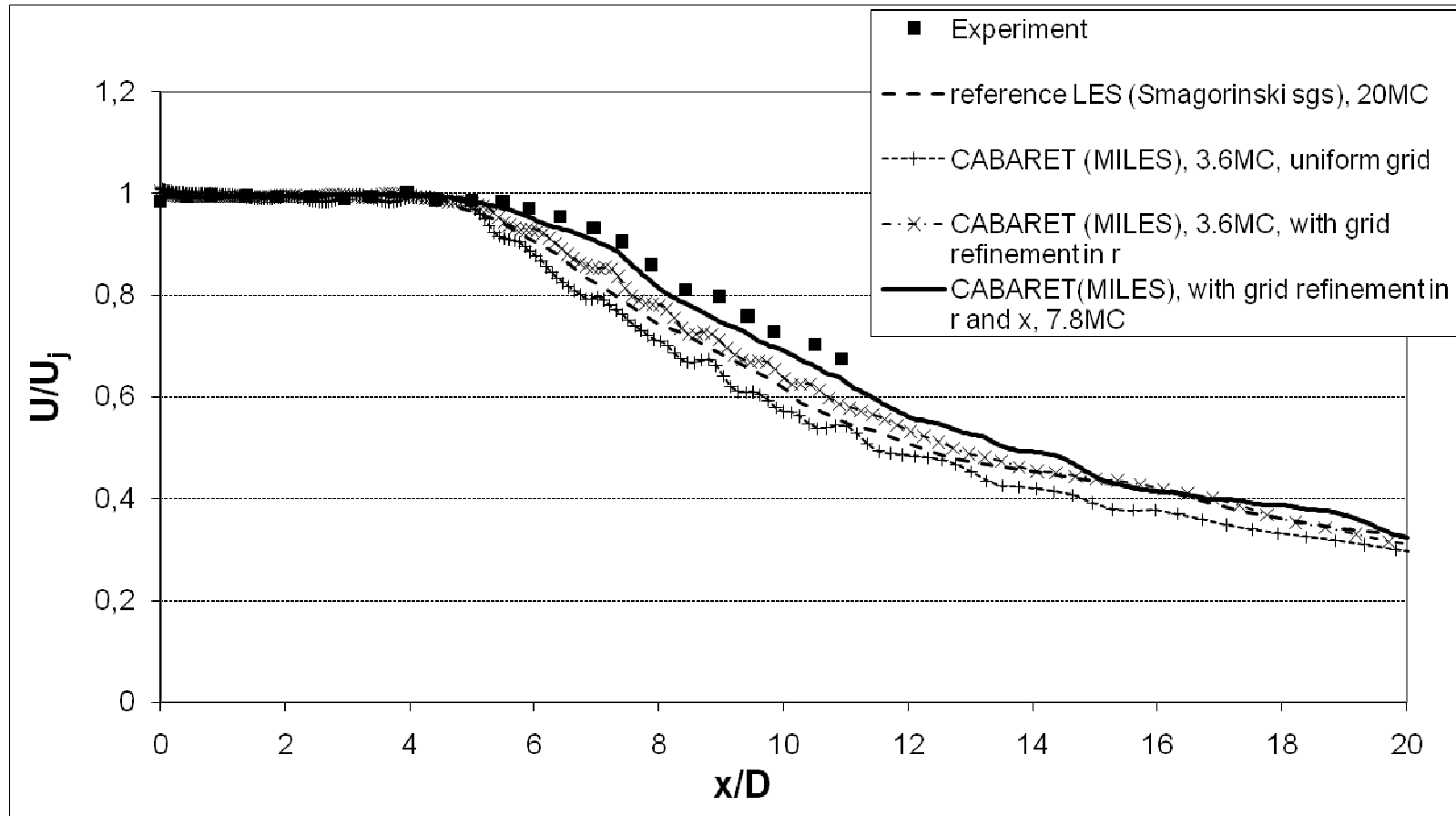
# CABARET calculation on a grid with refinement in the radial and axial direction

Grid= $7.8 \cdot 10^6$  , N cores=512, Calc. time=36 hrs



Instantaneous  
acoustic pressure  
( $\pm 10^{-3} P_{\infty}$ )  
and vorticity field

# Comparison with experiment



Need to have a high-resolution algorithm and a fine grid to correctly capture the early shear layer development effects of a high Reynolds number jet !

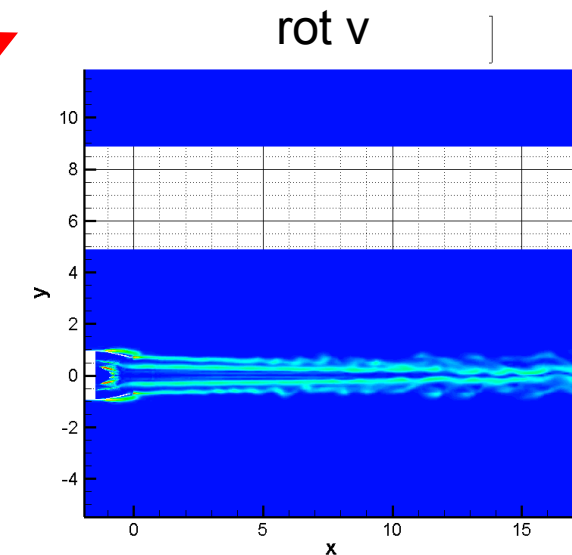
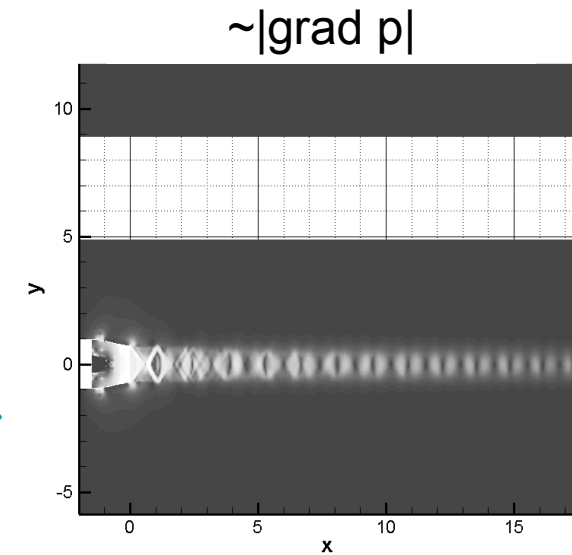
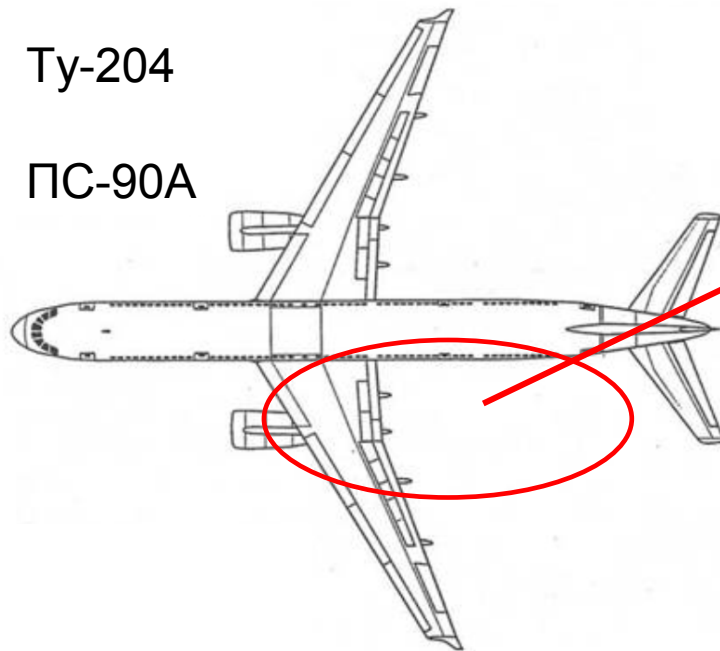
# Струя в спутном потоке

Изучение влияния шума струи на шум в салоне  
на режиме крейсерского полета:

- Моделирование ближнего поля с помощью CAVARET/RANS
- Метод ФВ-Х с учетом среднего потока для моделирования корреляционных функций на контрольной фюзеляже
- Взаимодействие с промышленностью - ОАО «Авиадвигатель»

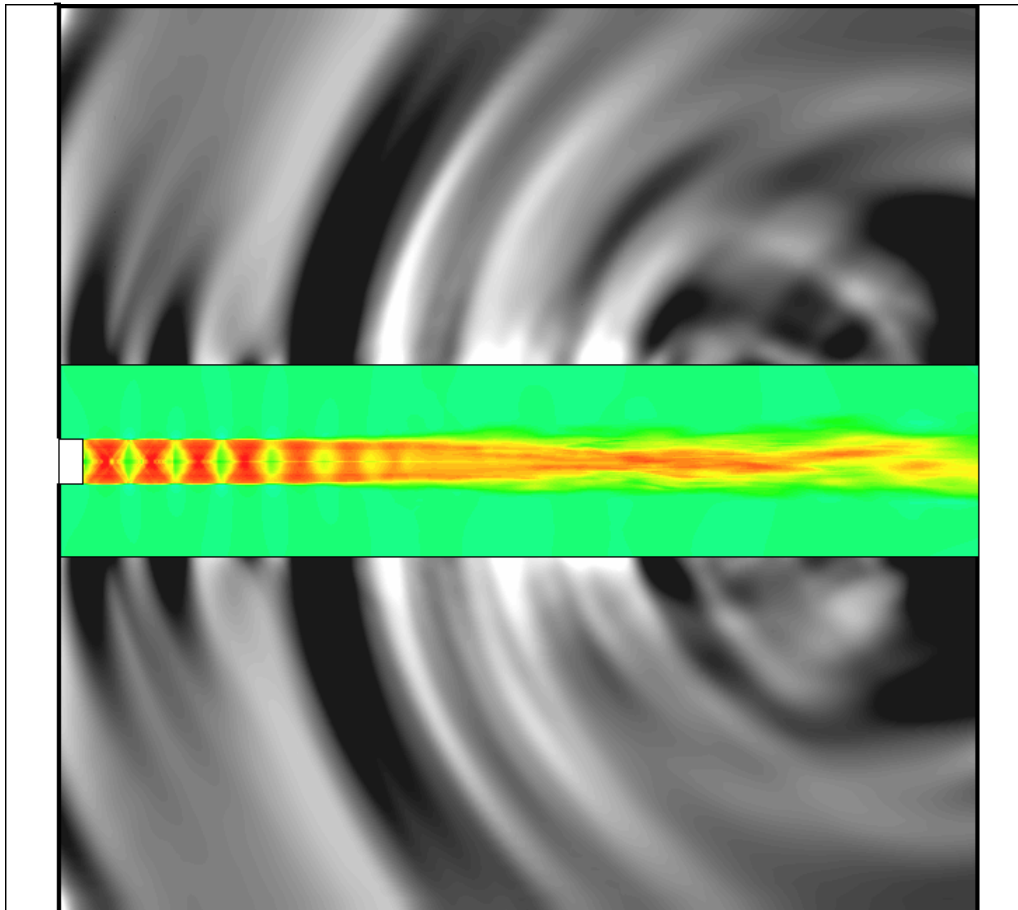
Ту-204

ПС-90А



# Effect of the external nozzle geometry on the jet development in flight conditions: straight nozzle

- Grid= $18 \cdot 10^6$ , N cores =992, Calc. time=36



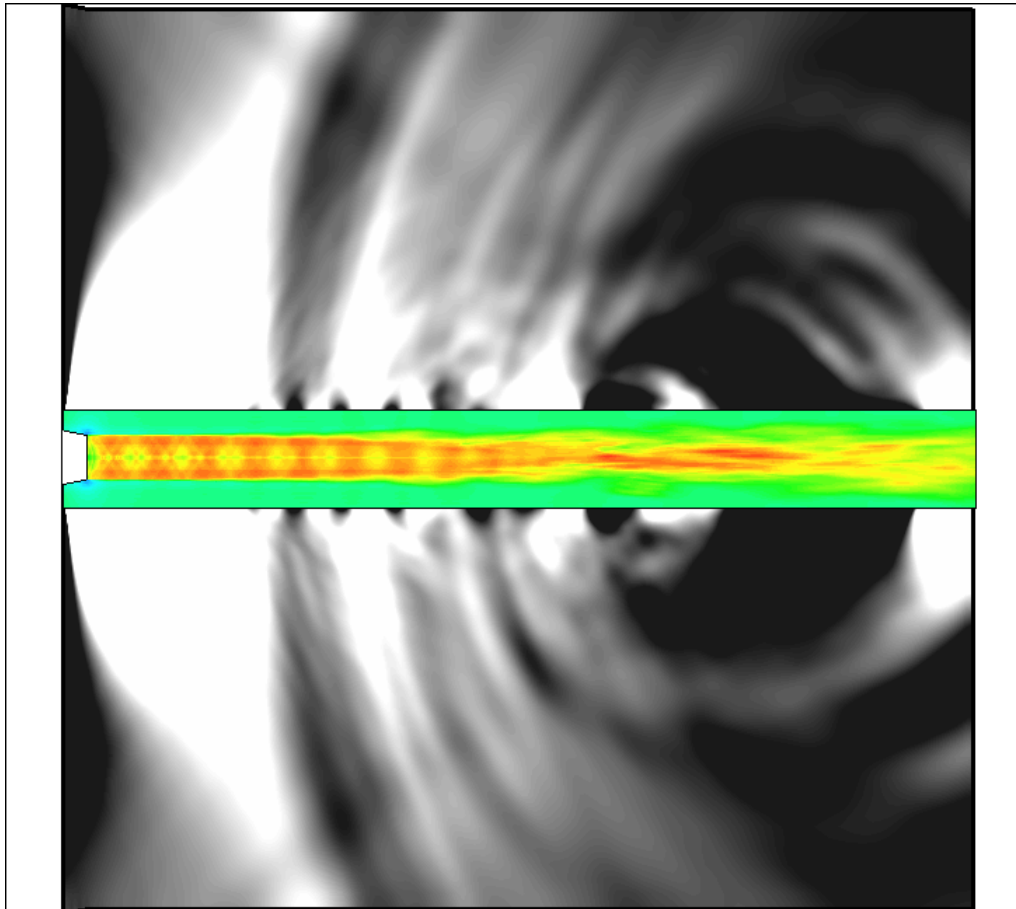
Instantaneous acoustic pressure ( $\pm 5 \cdot 10^{-4} P_\infty$ ) and Mach number

A very regular/organised shock-cell structure is formed



## Effect of the external nozzle geometry on the jet development in flight conditions: conical nozzle

- Grid= $18 \cdot 10^6$ , N cores =992, Calc. time=36 hrs



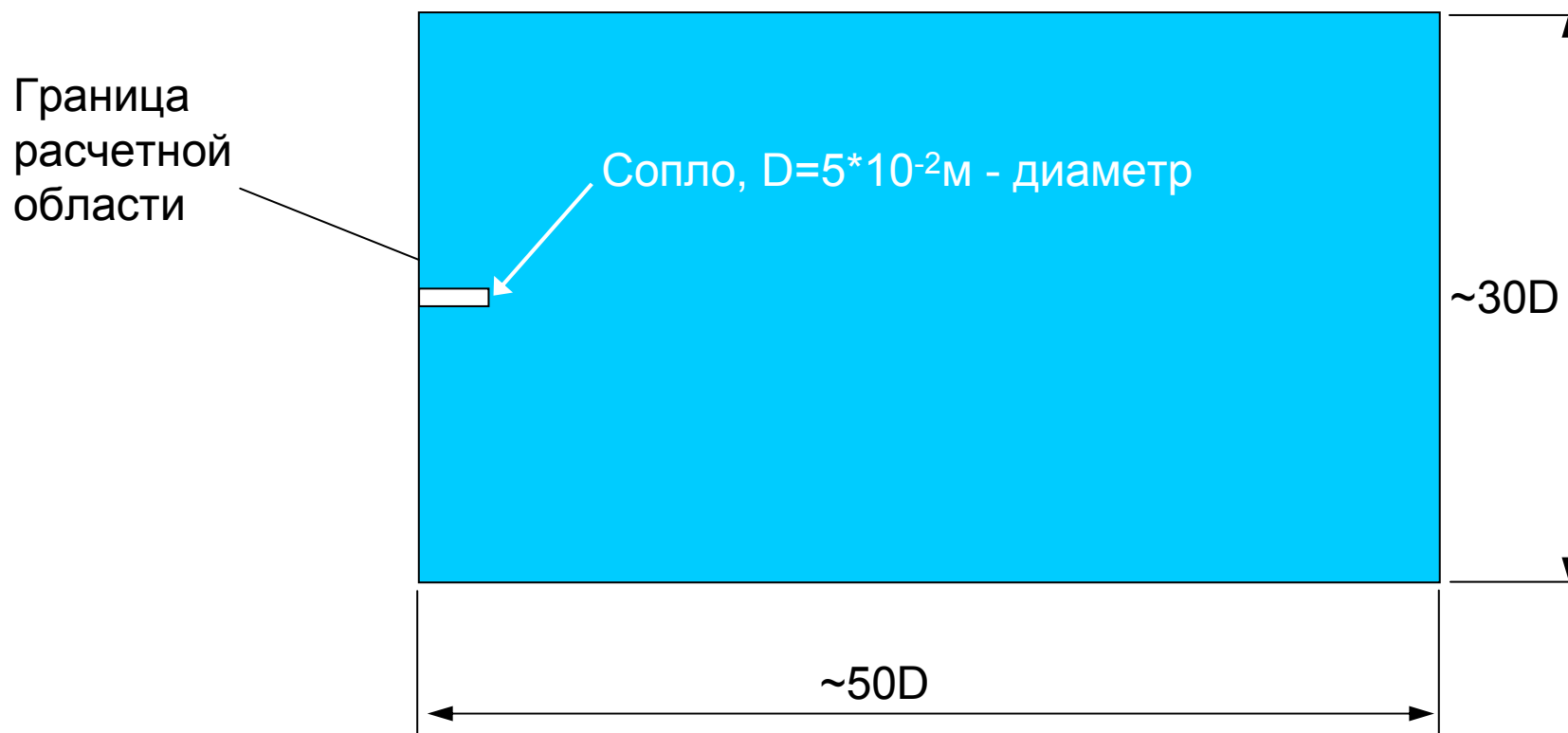
Instantaneous acoustic pressure ( $\pm 5 \cdot 10^{-4} P_{\infty}$ ) and Mach number

The shock-cell structure has become much more 3D leading to a much less organised noise field

# Задача о шуме струи

Минимальный шаг сетки  $dx_{\min} \sim 10^{-2}D \sim 0.5\text{мм}$

Объем расчетной области  $V \sim 5 \cdot 10^4 D^3$



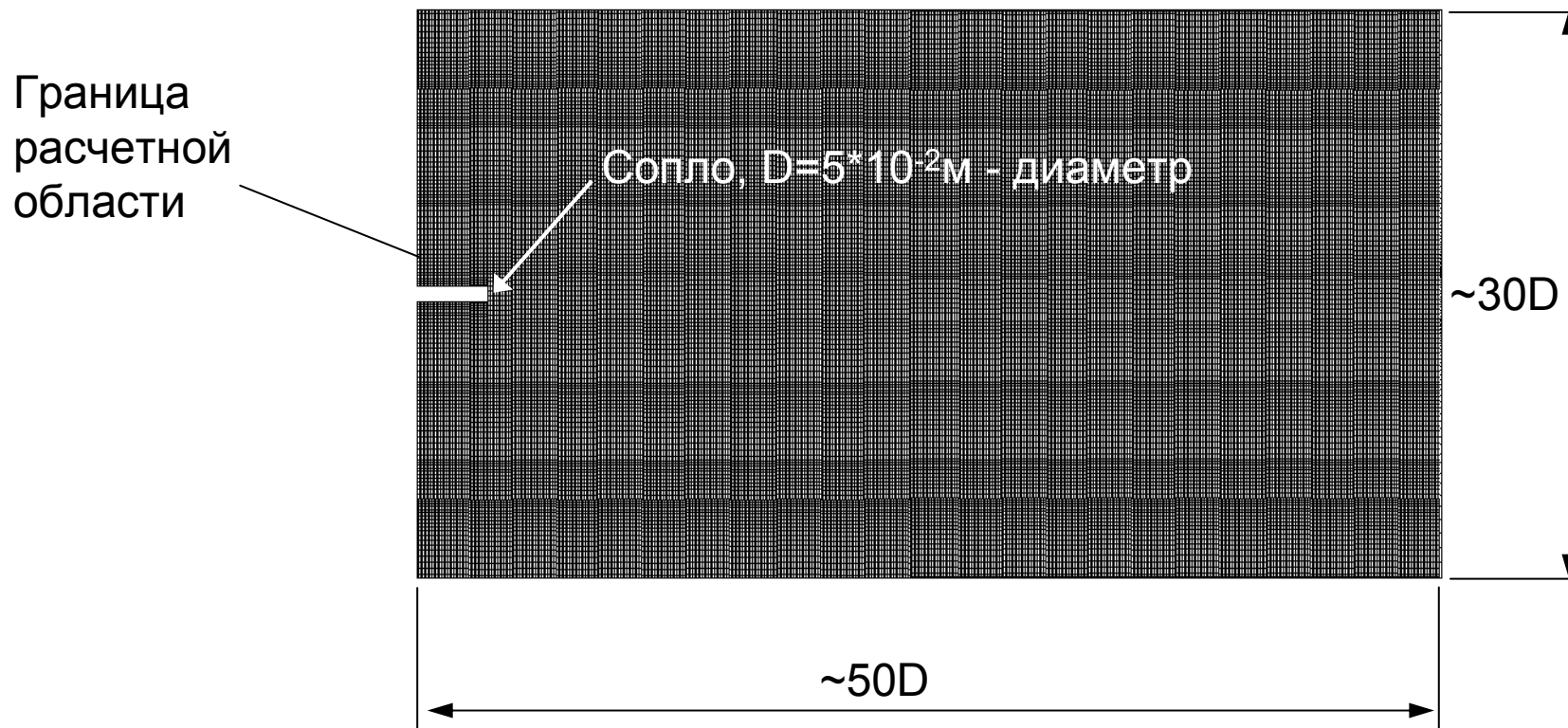
# Задача о шуме струи

Минимальный шаг сетки  $dx_{\min} \sim 10^{-2}D \sim 0.5\text{мм}$

Объем расчетной области  $V \sim 5 \cdot 10^4 D^3$

Для равномерной сетки с размером ячейки  $\sim dx_{\min}$

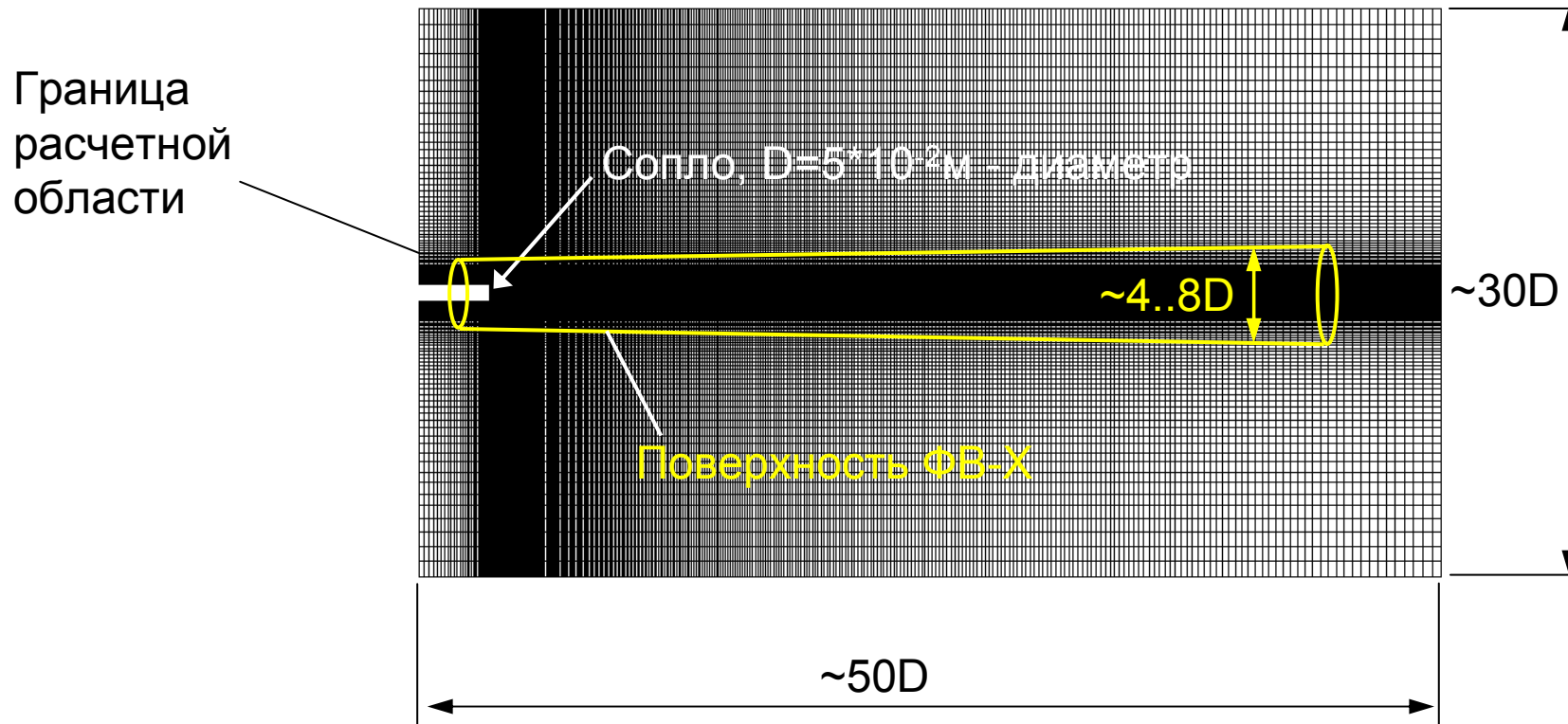
полное число ячеек будет  $N_{el} \sim 5 \cdot 10^{10}$



# Задача о шуме струи

Использование интегральных методов расчета шума в дальнем поле позволяет обойтись числом ячеек  $N_{el} \sim 10 \cdot dx_{min}^3 \sim 10^7$  с характерным шагом по времени  $dt \sim CFL \cdot dx_{min} / c \sim 10^{-6} c$

При желаемом спектральном разрешении хотя бы до  $Sh = f \cdot D / U \sim 0.02 - 2$  необходимо получить реализацию длиной  $dT \sim 0.1 c$ , т.е. сделать  $N_t \sim 5 \cdot 10^5$  шагов по времени



# Задача о шуме струи

Использование интегральных методов расчета шума в дальнем поле позволяет обойтись числом ячеек  $N_{el} \sim 10 * dx_{min}^3 \sim 10^7$  с характерным шагом по времени  $dt \sim CFL * dx_{min} / c \sim 10^{-6} c$

При желаемом спектральном разрешении хотя бы до  $Sh = f * D / U \sim 0.02 - 2$  необходимо получить реализацию длиной  $dT \sim 0.1 c$ , т.е. сделать  $N_t \sim 5 * 10^5$  шагов по времени

Таким образом, характерное число процессорочасов для одного расчета будет порядка

$$T * n_{\text{проц}} \sim N_{el} * N_t * \tau * 3600^{-1} \sim 10^9 * \tau$$

$\tau$  - время выполнения шага по времени (в сек) на 1 ячейку

Например, для схемы КАБАРЕ  $\tau \sim 10 \text{ мкс}$ , т.е.

$T * n_{\text{проц}} \sim 10000$  процессорочасов на один расчет

# Задача о шуме вихревого кольца (применительно к шуму струи)



Для расчета шума вихря в дальнем поле число ячеек будет больше, поскольку имеется два масштаба

$dx$  для VR в  $\sim 10$  раз меньше

$$Ne \sim 10^{10}$$

с характерным шагом по времени

$$dt \sim CFL * dx_{\min} / c \sim 10^{-6} \text{ c}$$

Например, для схемы КАБАРЕ  $\tau \sim 10 \text{ мкс}$ , т.е.

$T * n_{\text{проц}} \sim 10000 * 10^3$  процессорочасов на один расчет

Необходимо дальнейшее взаимодействие вычислителей, экспериментаторов и теоретиков в задаче установления механизмов шумообразования, тестирования численных схем на установленных механизмах и формулировке новых экспериментов, позволяющих продвигаться в понимании основных процессов, управляющих шумообразованием.