



Шум взаимодействия струи и крыла самолета

Бычков О.П., Фараносов Г.А.

ФАУ «ЦАГИ», Москва, Россия

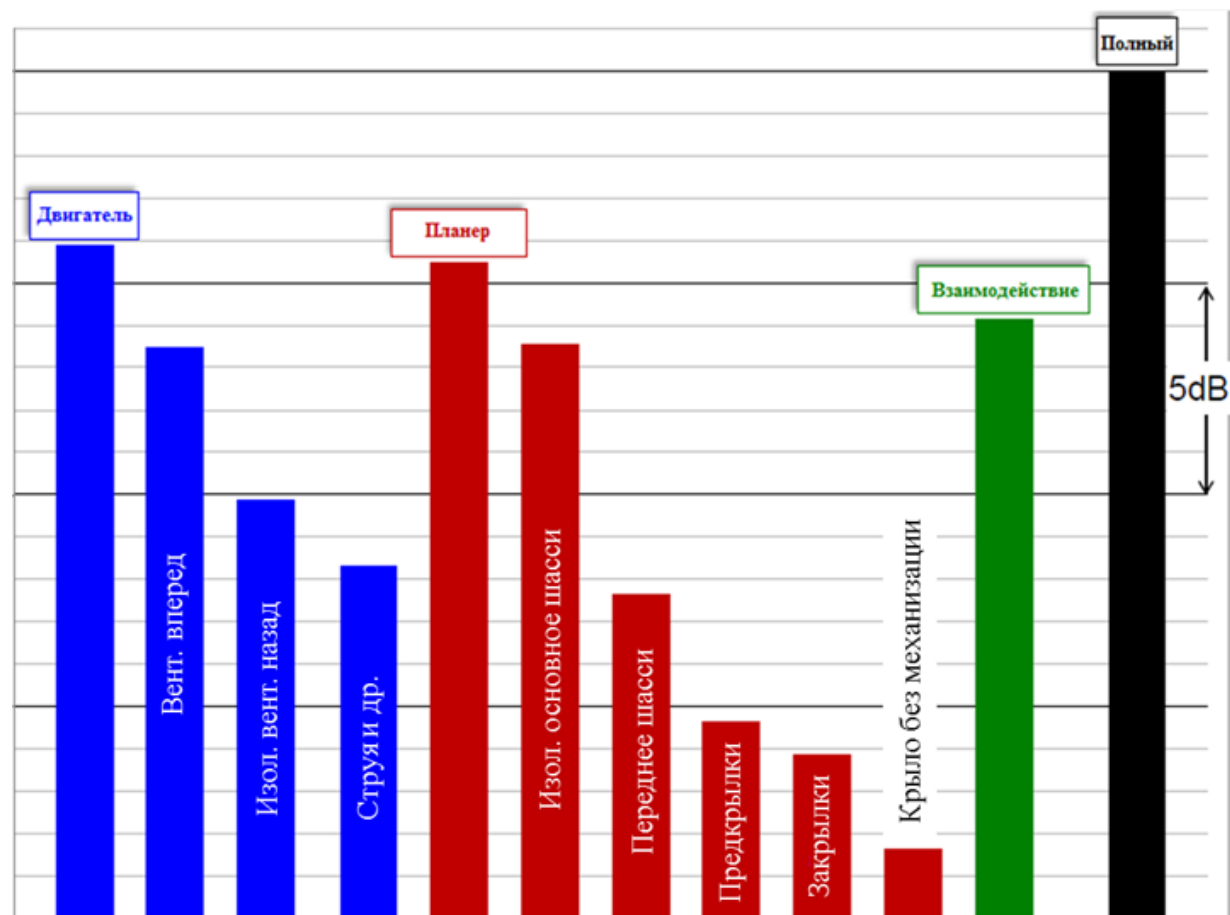
План доклада

- Введение
- Теоретическое описание
- Экспериментальное исследование (валидация)
- Возможности управления
- Заключение

План доклада

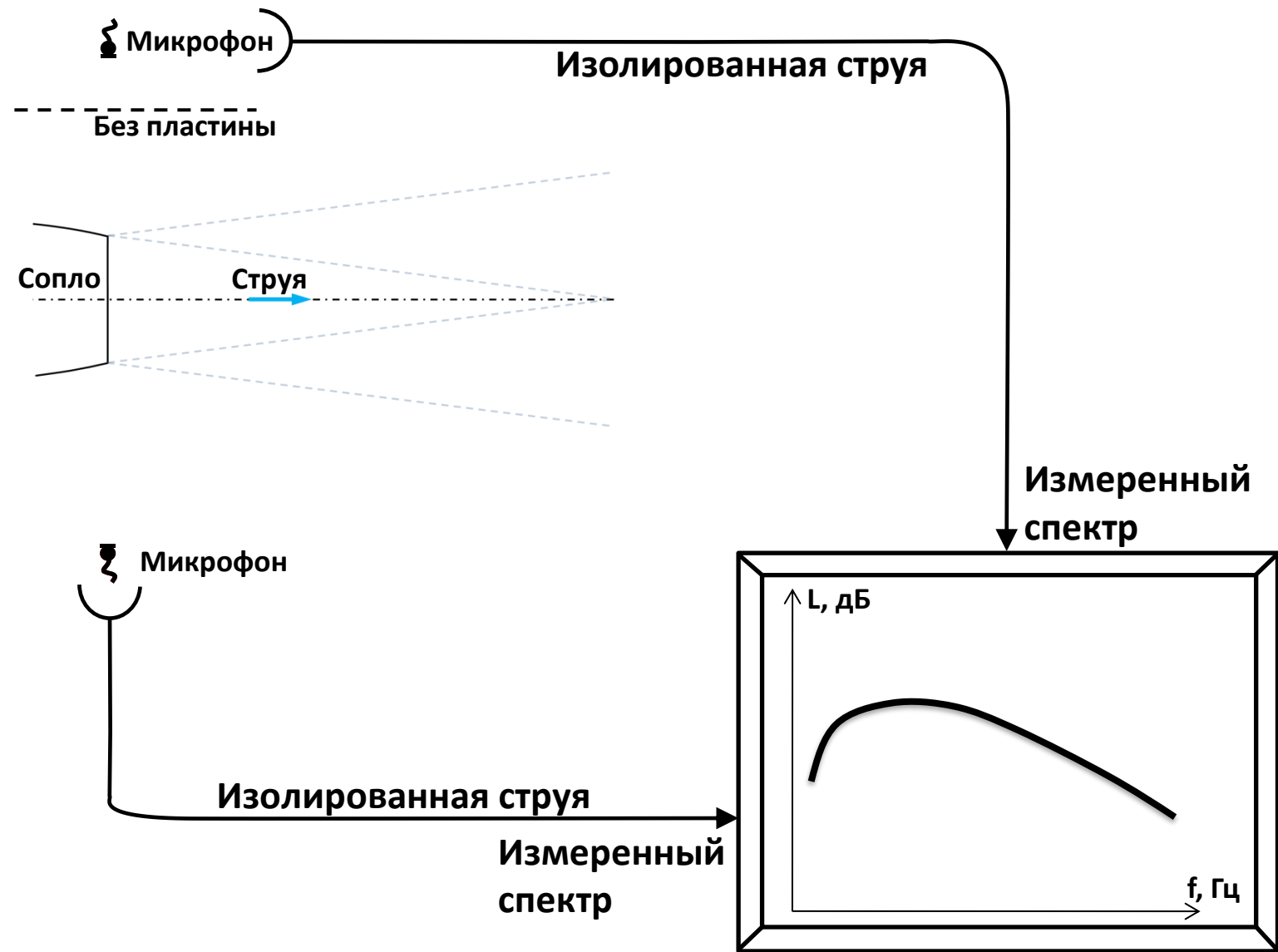
- Введение
- Теоретическое описание
- Экспериментальное исследование (валидация)
- Возможности управления
- Заключение

Актуальность

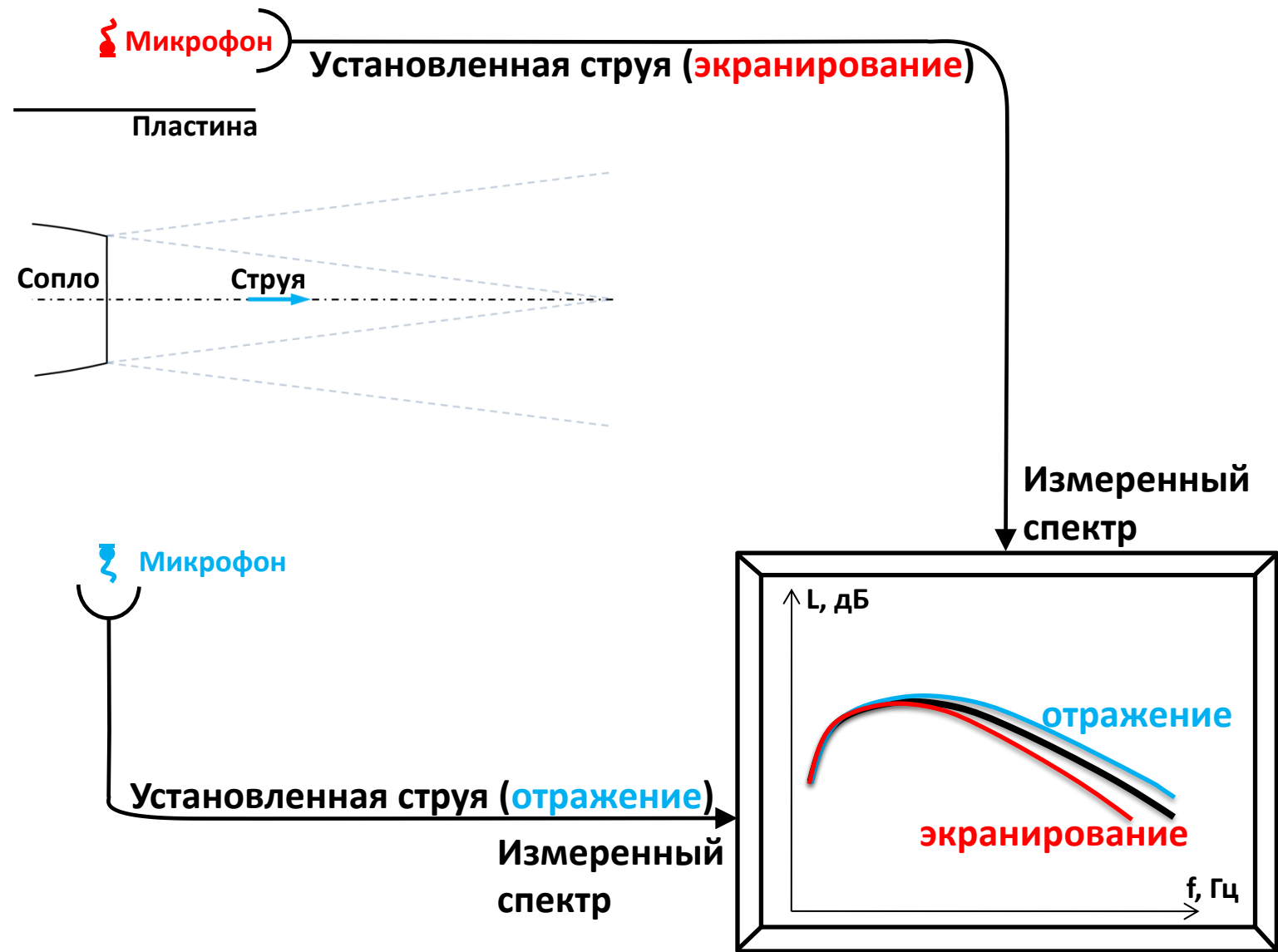


http://ceaa.imamod.ru/2016/files/ceaa2016.pdfs/D3S01_Delfs.pdf

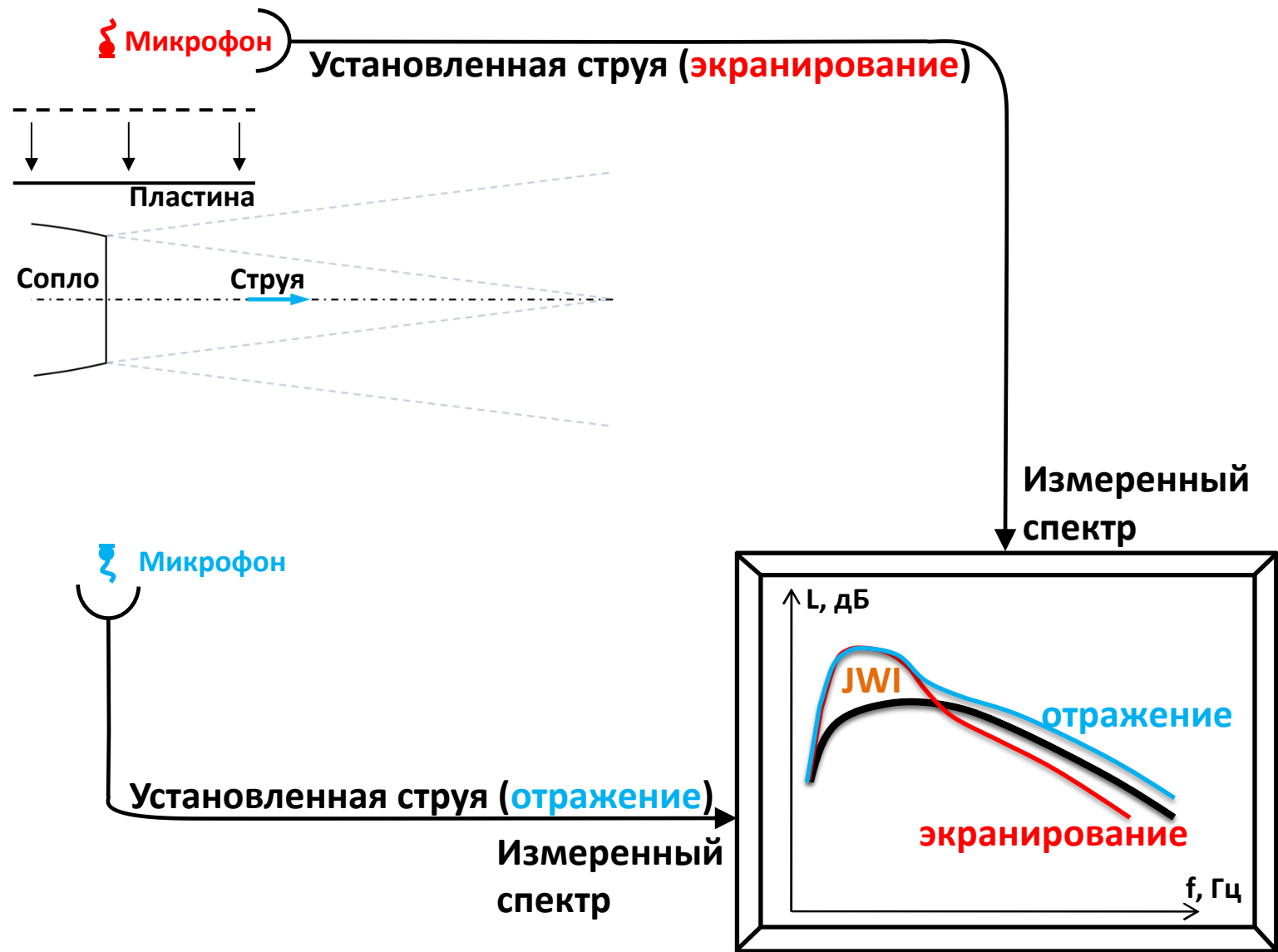
Что есть шум взаимодействия струи и крыла? Демонстрация.



Что есть шум взаимодействия струи и крыла? Демонстрация.

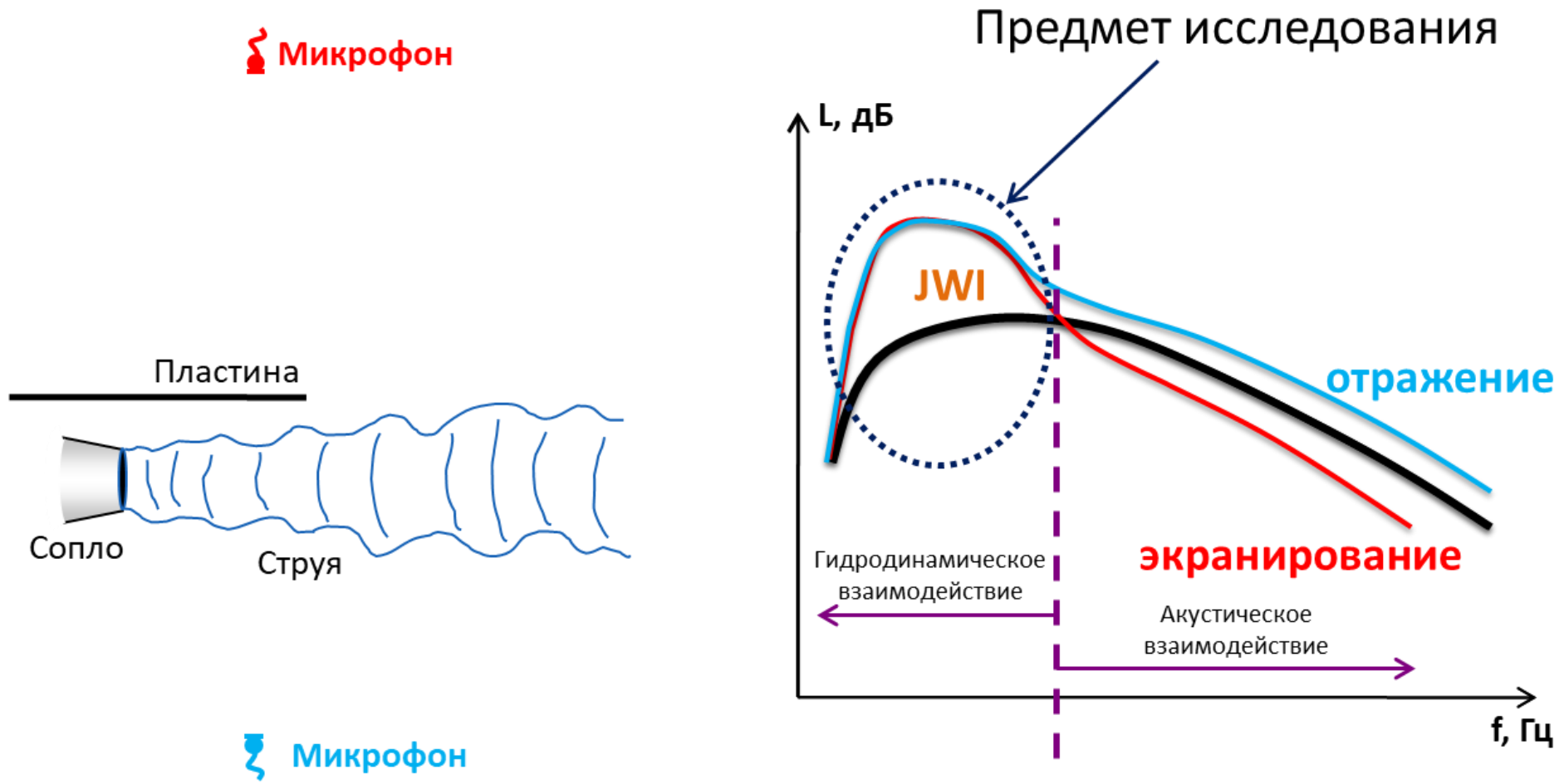


Что есть шум взаимодействия струи и крыла? Демонстрация.



Broadbent (1977)

Что есть шум взаимодействия струи и крыла? Демонстрация.

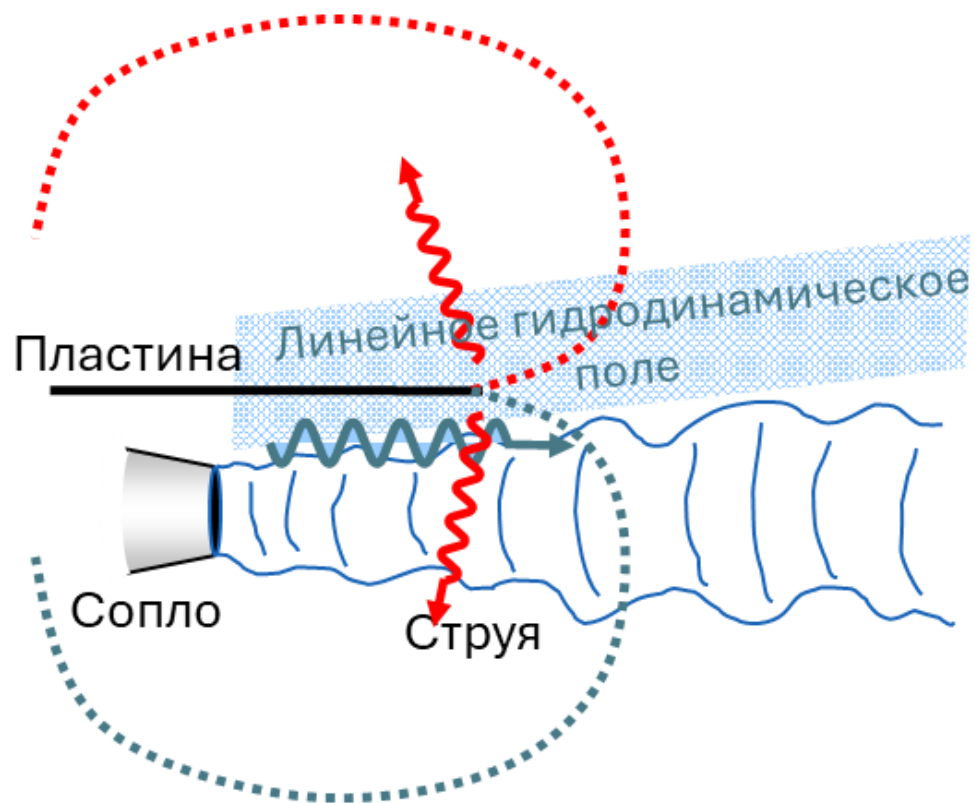


План доклада

- Введение
- Теоретическое описание
- Экспериментальное исследование (валидация)
- Возможности управления
- Заключение

Что есть шум взаимодействия струи и крыла? Моделирование.

🔊 Микрофон



🔊 Микрофон

Self et al. (2011)
Kopiev et al. (2013)
Faranosov&Bychkov (2014, 2016)
Jordan et al. (2012, 2014, 2016)
Lyu et al. (2016-2018)
Faranosov et al. (2016-2018)

Рассеяние на задней кромке крыла неизлучающих волн неустойчивости может приводить к усилению шума в дальнем поле при приближении кромки крыла к области доминирования волны неустойчивости.

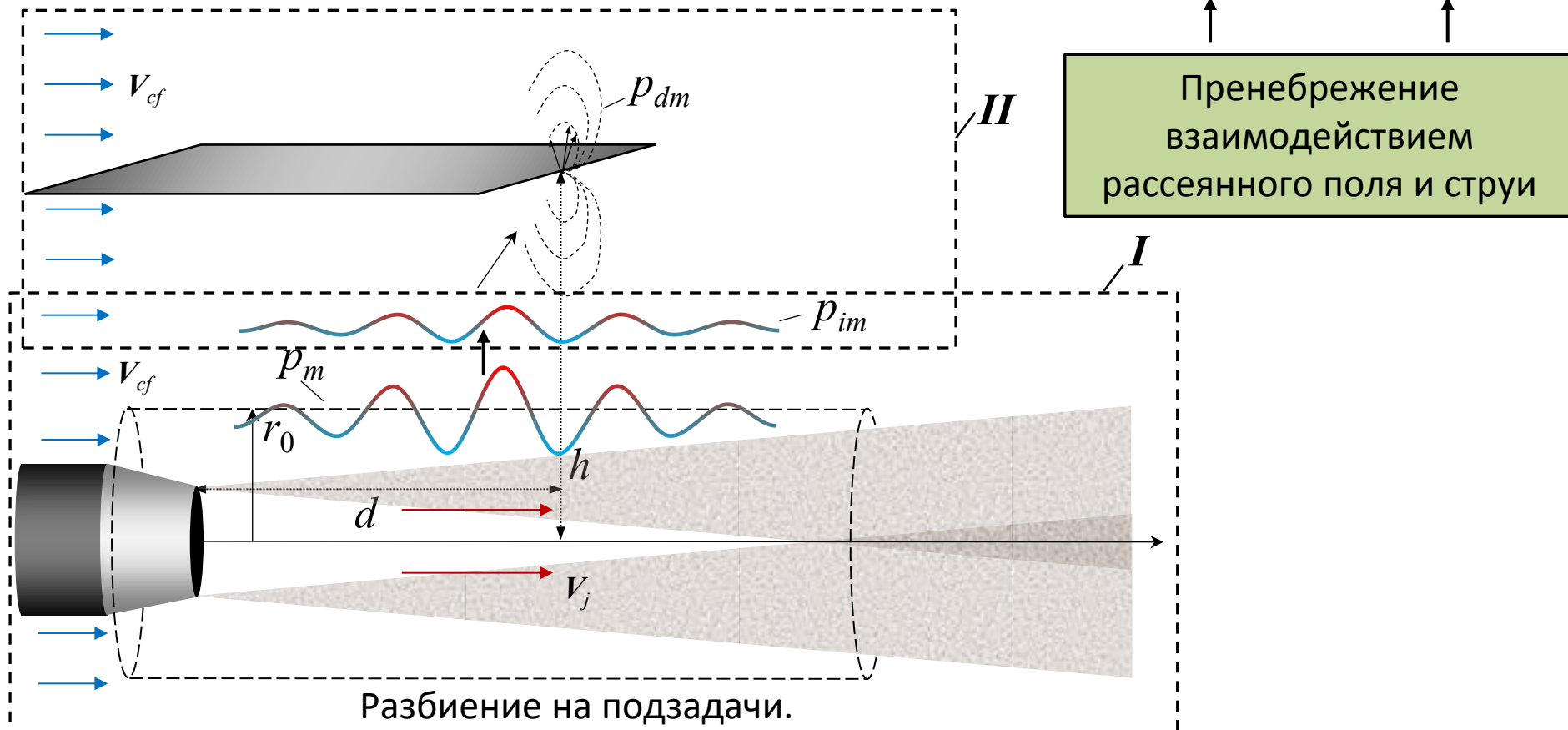
Что есть шум взаимодействия струи и крыла? Моделирование.

Гипотеза о неизменности ближнего поля струи при расположении вблизи нее пластины



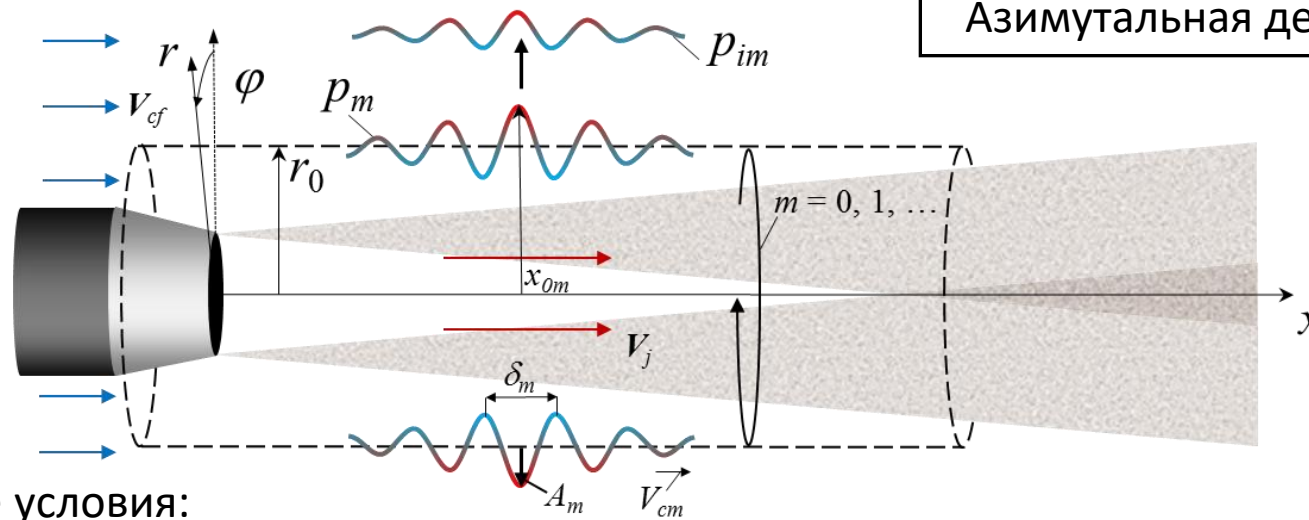
I) Моделирование ближнего поля струи.

II) Рассеяние ближнего поля струи на задней кромке полуплоскости.



Моделирование ближнего поля струи.

$$p(x, r, \varphi, t) \approx A_0(x, r, t) + \sum_{m=1}^2 (A_m(x, r, t) \cos m\varphi + B_m(x, r, t) \sin m\varphi) + \dots$$



Азимутальная декомпозиция

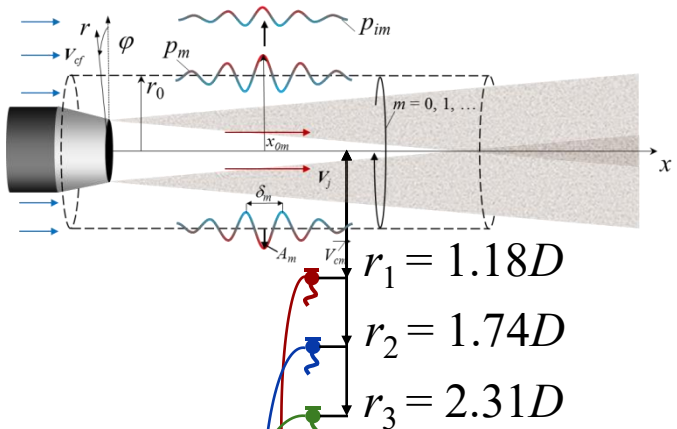
Граничные условия:

Известные возмущения на цилиндрической поверхности $r = r_0$ моделируемые в виде волновых пакетов различных азимутальных чисел m :

$$p_m(x, r_0, \varphi) = A_m e^{-\frac{(x-x_{0m})^2}{\delta_m^2} + i\omega \frac{x-x_{0m}}{V_{cm}}} e^{im\varphi}$$

Полученное решение должно удовлетворять условию излучения при $y \rightarrow \pm\infty$.

Моделирование ближнего поля струи.

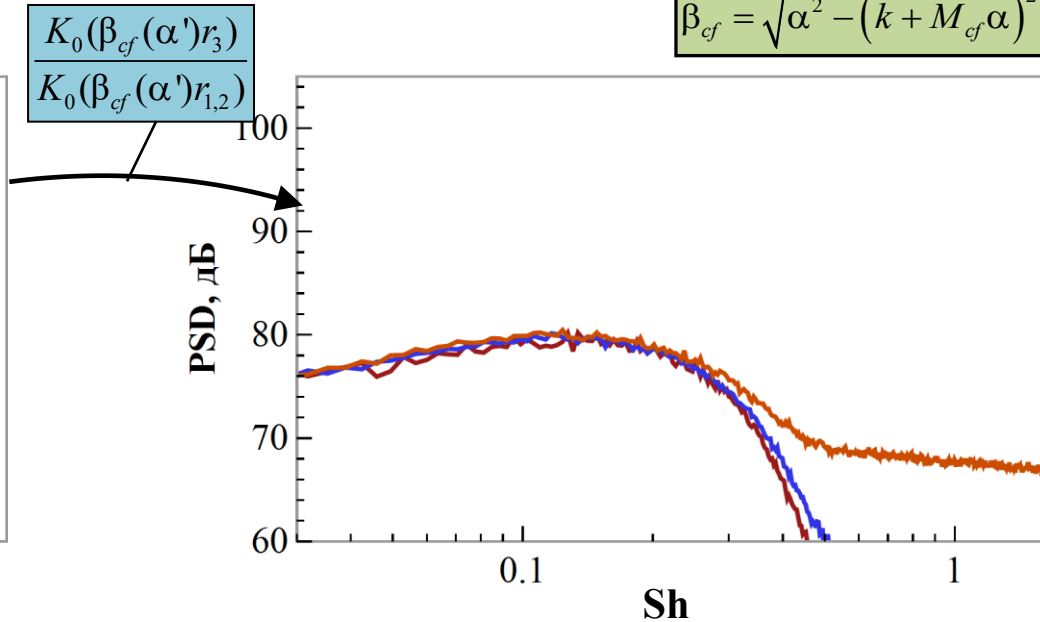
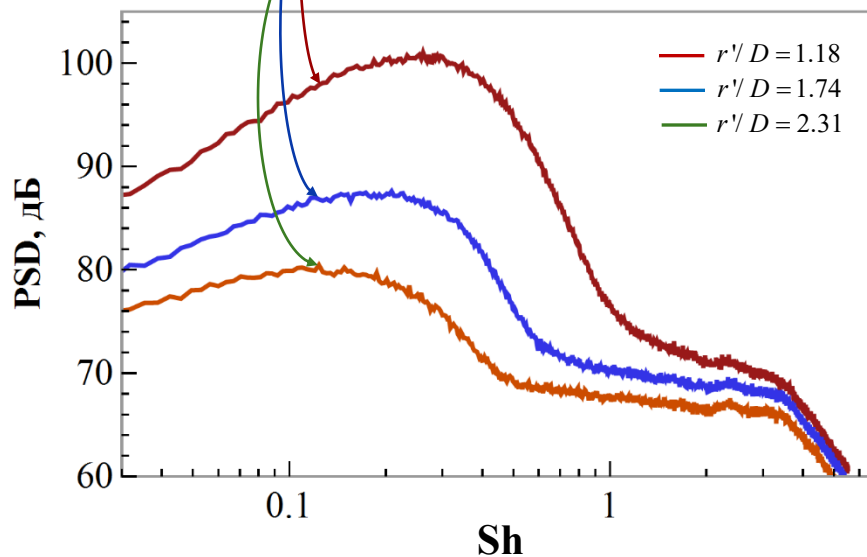


Решение первой подзадачи в виде
обратного Фурье преобразования:

$$p_{im}(x, r, \varphi) = e^{im\varphi} \frac{A_m}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{K_m(\beta_{cf} r)}{K_m(\beta_{cf} r_0)} e^{-i\alpha(x-x_{0m}) - \frac{\delta_m^2}{4M_{cm}^2} (k + M_{cm}\alpha)^2} d\alpha;$$

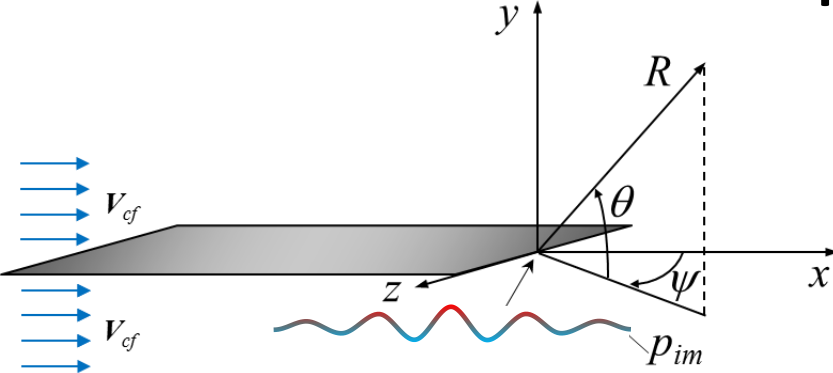
$$p_{im}(r) \sim K_m(\beta_{cf}(\alpha')r), \quad \alpha' = -k / M_{cm}, \quad k\delta_m \gg 1.$$

$$\beta_{cf} = \sqrt{\alpha^2 - (k + M_{cf}\alpha)^2}$$



K_m – модифицированная функция Бесселя второго рода, порядка m .

Рассеяние ближнего поля струи на задней кромке пластины.



- 1) Решение скалярного уравнения Винера-Хопфа.
- 2) Аппроксимация в дальнем поле двумерным методом перевала.

Полярная направленность ($\psi=0^\circ$) в дальнем поле ($kR \gg 1$) в условиях статики ($M_{cf} = 0$) для случая широких волновых пакетов ($k\delta \gg 1$):

Кардиоидная направленность

$$p_d(m=0) \approx \tilde{A}_0 \frac{\sin(\theta/2)}{1 - M_{c0} \cos \theta}$$

$$\tilde{A}_0 = -\frac{A_0 M_{c0}^{3/2}}{kR \sqrt{2(1 - M_{c0})}} \frac{e^{-\frac{k}{M_{c0}} \sqrt{(1 - M_{c0}^2)} h}}{K_0\left(\frac{k}{M_{c0}} \sqrt{(1 - M_{c0}^2)} r_0\right)}$$

Рассеяние нулевой моды

Экспоненциальная зависимость амплитуды от поперечного расстояния

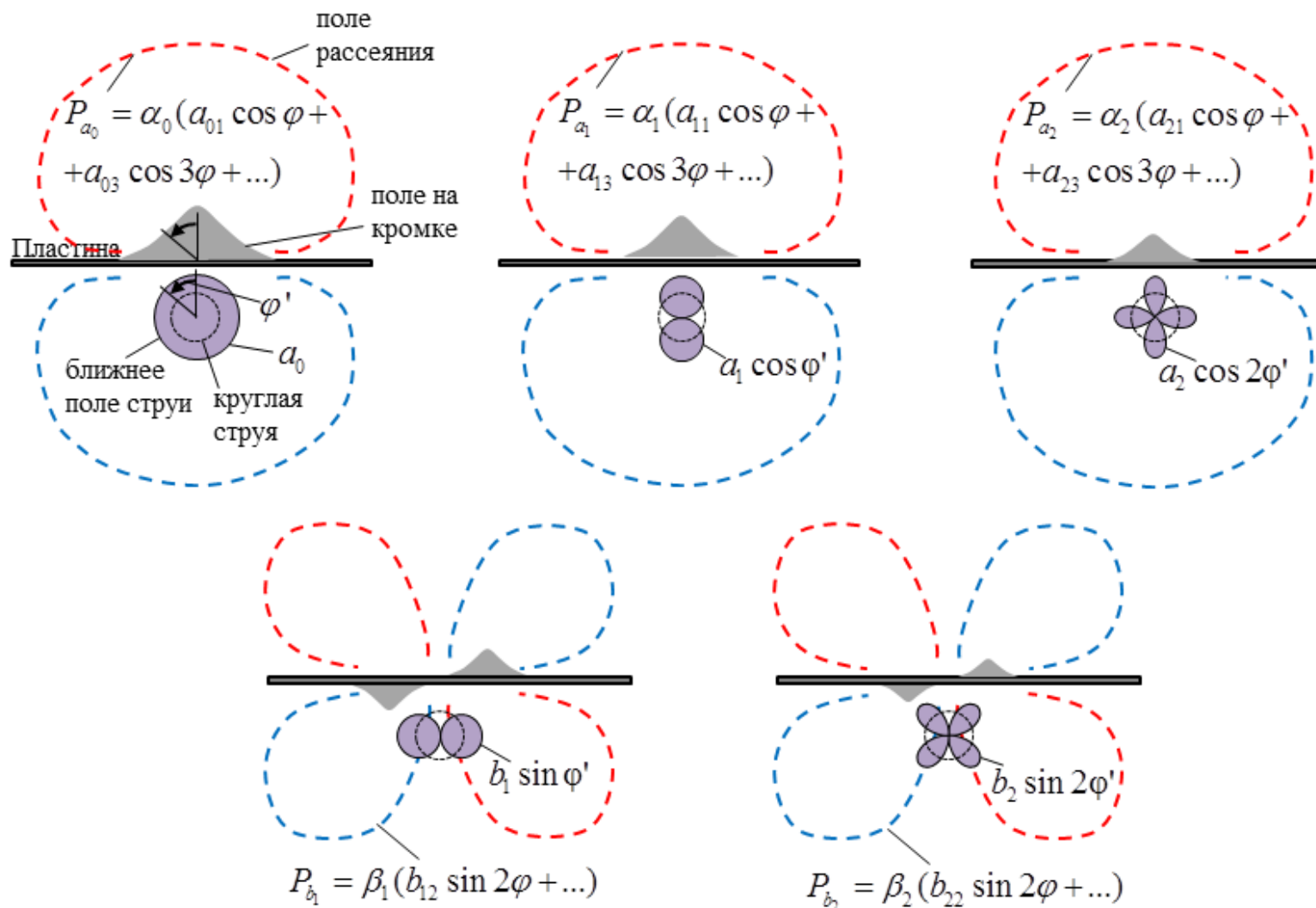
Рассеяние первых мод

$$p_d(m=\pm 1) \approx \tilde{A}_{\pm 1} \frac{\sin(\theta/2)}{1 - M_{c1} \cos \theta}$$

$$\tilde{A}_{\pm 1} = -\frac{A_{\pm 1} M_{c1}^{3/2}}{kR \sqrt{2(1 - M_{c1})}} \frac{e^{-\frac{k}{M_{c1}} \sqrt{(1 - M_{c1}^2)} h}}{K_1\left(\frac{k}{M_{c1}} \sqrt{(1 - M_{c1}^2)} r_0\right)}$$

Вклад рассеяния старших азимутальных мод ближнего поля струи в дальнее поле становится меньше

Азимутальная направленность шума взаимодействия.



План доклада

- Введение
- Теоретическое описание
- Экспериментальное исследование (валидация)
- Возможности управления
- Заключение

Получение информации о шуме взаимодействия.



Одиночная круглая струя, $D=40 \text{ mm}$

Крыло смоделировано плоской пластиной
 $1.2\text{m} \times 0.35\text{m} \times 0.003\text{m}$

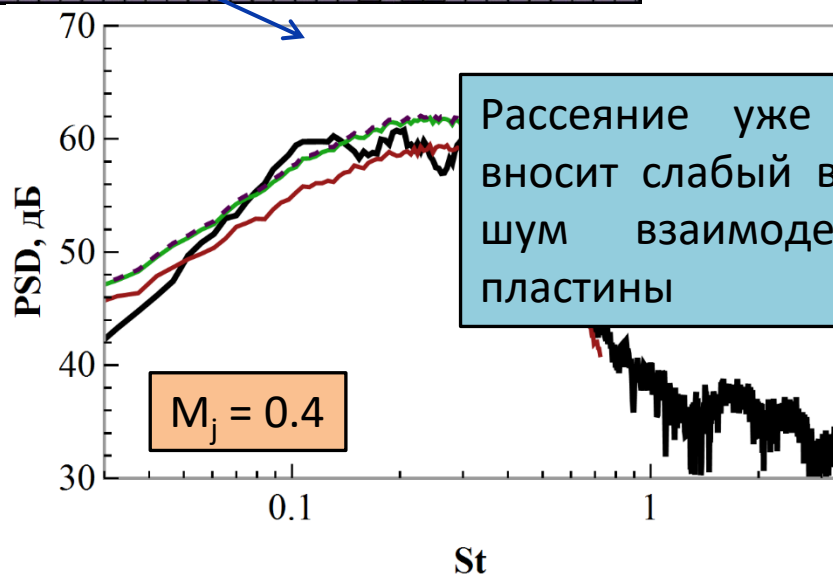
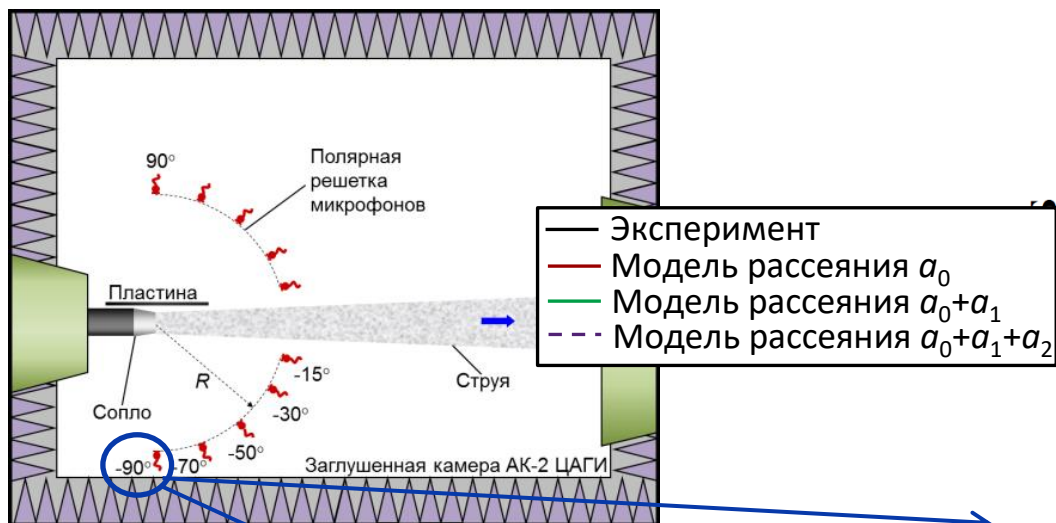
Параметры установки:

$h = D$, $d = 3.2 D$ (кромка в области линейных
гидродинамических пульсаций)

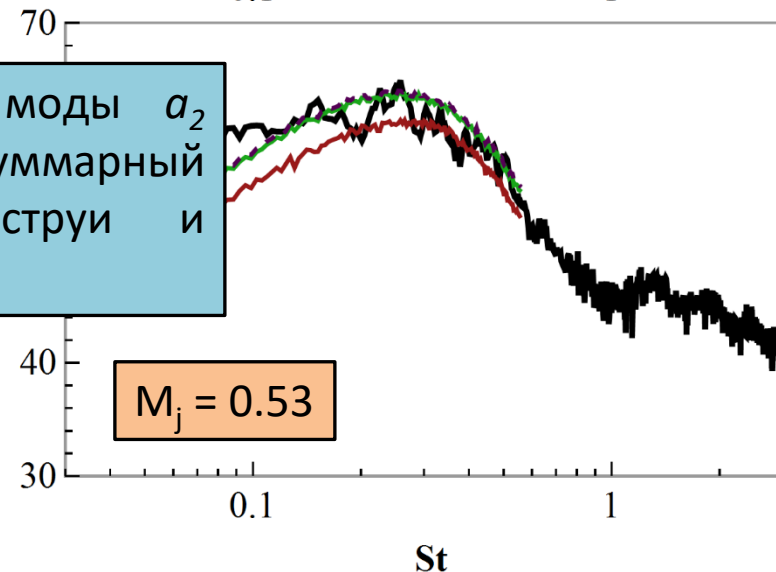
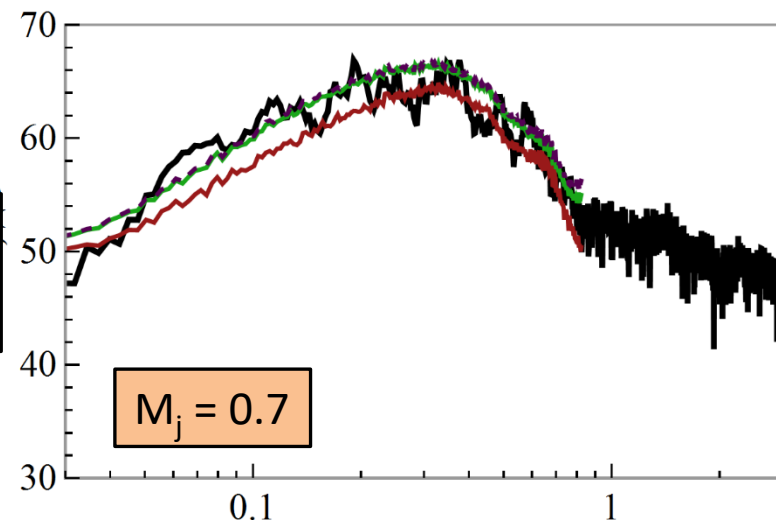
$M_j = 0.4, 0.53, 0.6, 0.7, 0.82, 0.88$

Число $Re \approx 3.6 \cdot 10^5 - 8 \cdot 10^5$

Валидация модели шума взаимодействия.



Рассеяние уже второй моды a_2 вносит слабый вклад в суммарный шум взаимодействия струи и пластины

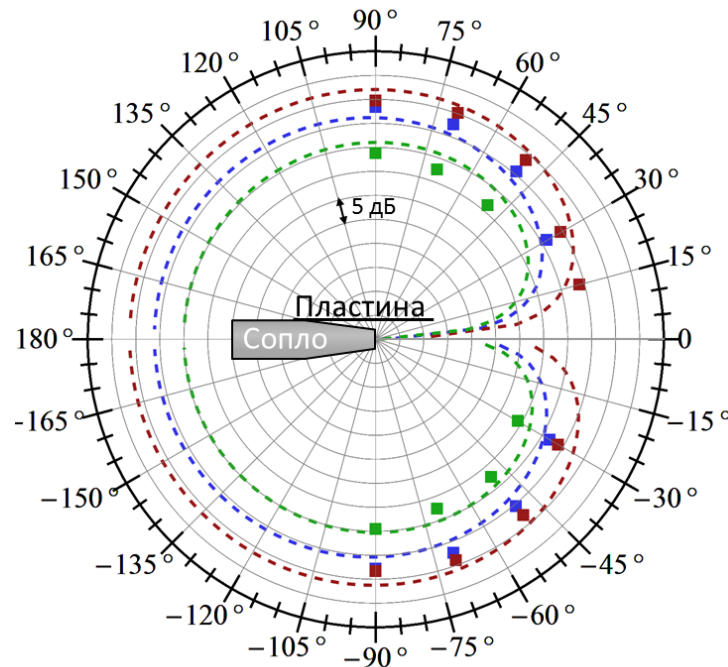


Сравнение спектров. Черные кривые – эксперимент, цветные кривые – результаты моделирования.

Валидация модели шума взаимодействия.

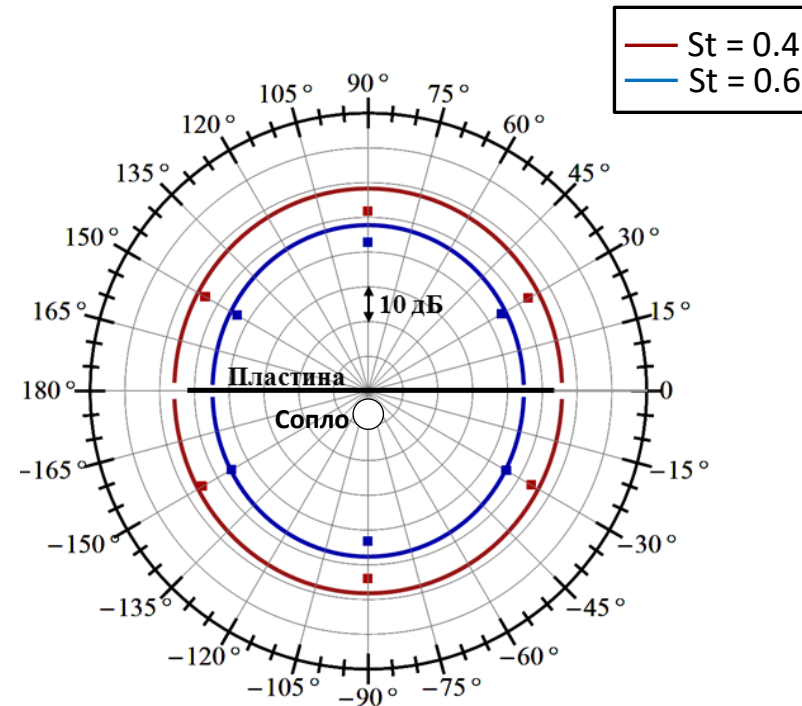
Диаграммы направленности шума взаимодействия струи и пластины.

$M_j = 0.4$



— $St = 0.1$
— $St = 0.3$
— $St = 0.6$

Пунктир – результаты моделирования,
символы – экспериментальные данные.
Учитывается Рассеяние a_0 и a_1 мод.



$x/D = -12.7$

Реалистичная конфигурация.

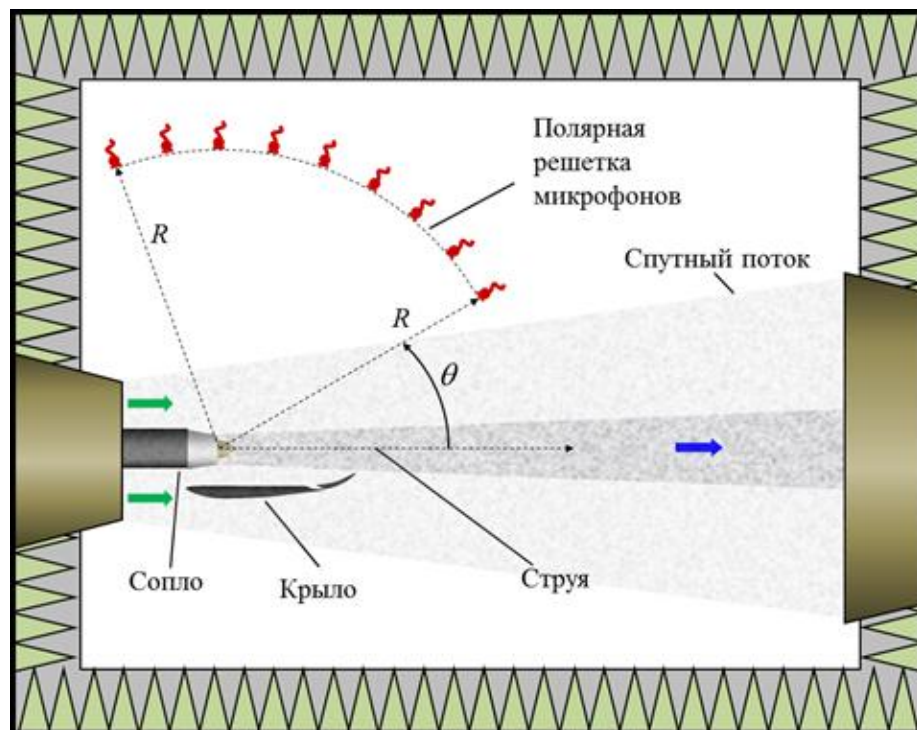
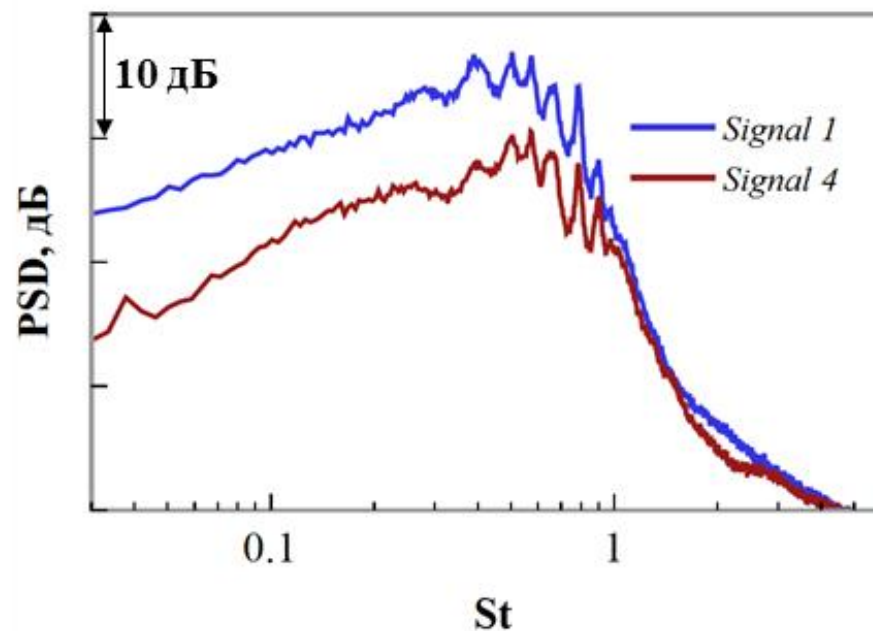
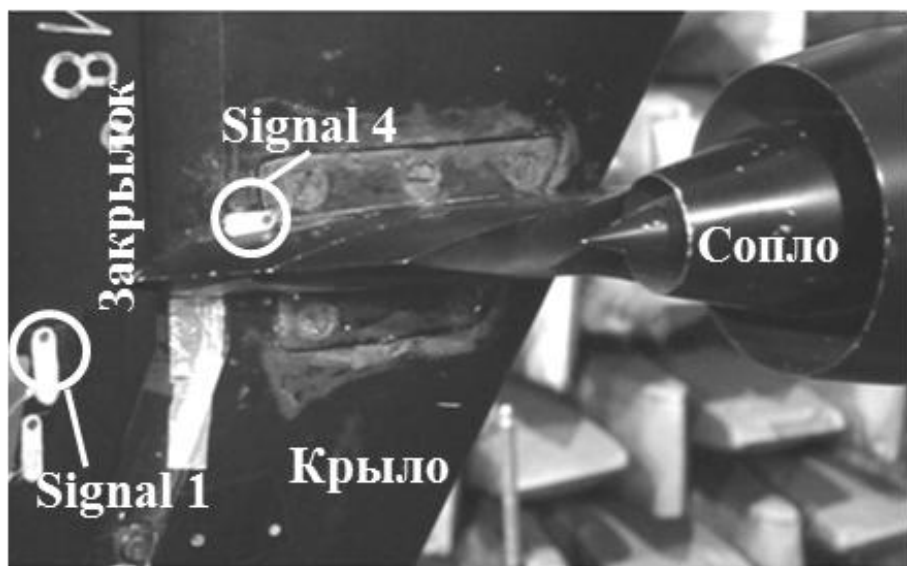


Схема эксперимента.

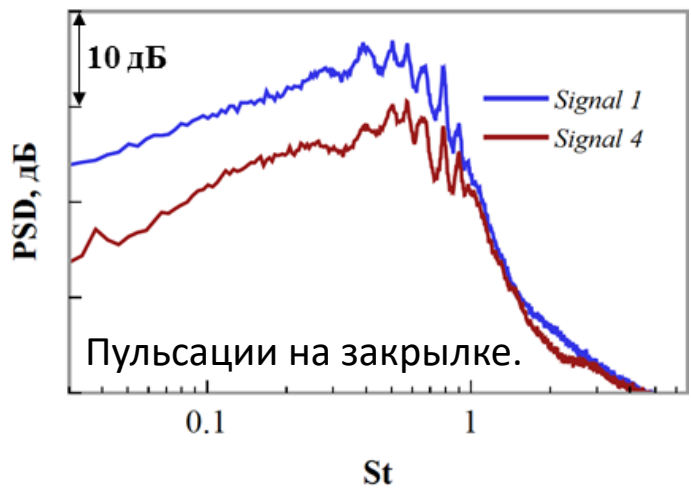


Получение входной информации.



Упрощение разработанной модели шума взаимодействия позволило добиться получения предсказания о шуме взаимодействия при наличии лишь данных о пульсациях давления на нижней поверхности крыла в двух соседних точках.

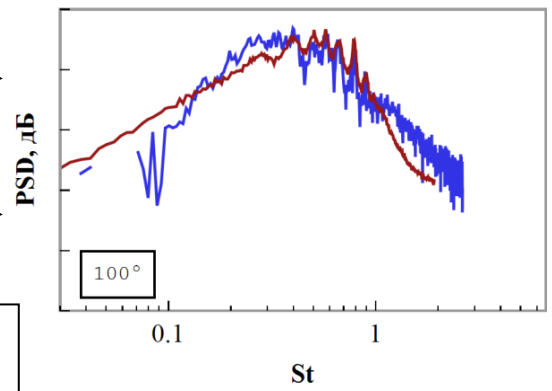
Использование модели.



→ Найденная передаточная функция из упрощенной модели взаимодействия шума →

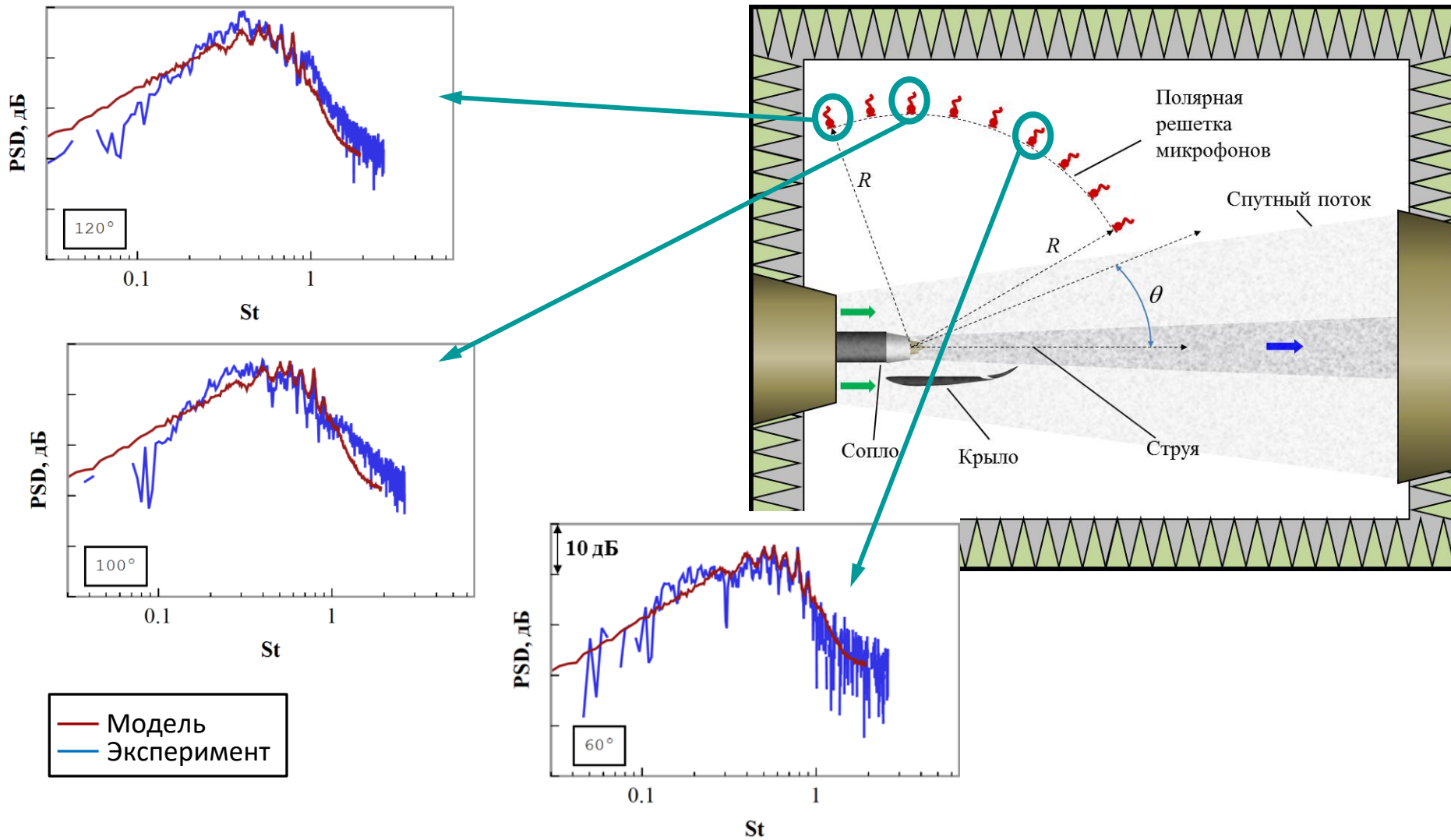
$$p_d \approx \tilde{A} \frac{\sin(\theta/2)}{1 - M_c \cos \theta},$$

$$\tilde{A} = -\frac{AM_c^{3/2}}{kR\sqrt{2(1-M_c)}} \frac{e^{-\frac{k}{M_c}\sqrt{1-M_c^2}h}}{K_0\left(\frac{k}{M_c}\sqrt{1-M_c^2}r_0\right)};$$



Предсказание шума взаимодействия в дальнем поле.

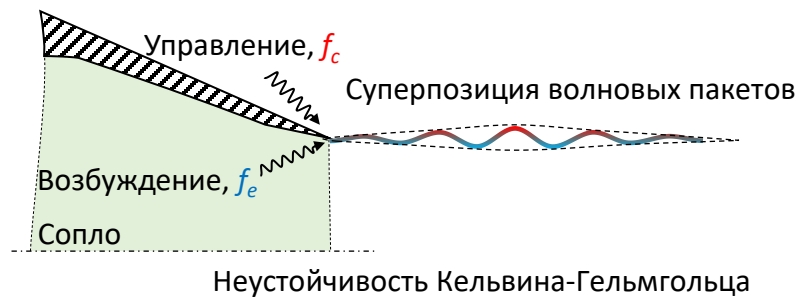
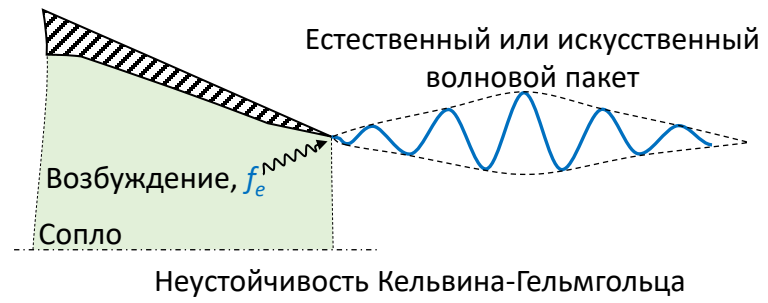
Сравнение результатов модели и эксперимента.



План доклада

- Введение
- Теоретическое описание
- Экспериментальное исследование (валидация)
- **Возможности управления**
- Заключение

Стратегия управления



$$\left\{ \begin{matrix} f_e e^{-i\omega t} \\ f_c e^{-i\omega t} \end{matrix} \right\} \xrightarrow{\text{формирование волнового пакета}} \underbrace{(A(f_e) + A(f_c))}_{\text{линейный подход}} F_m(\omega, x', \varphi') e^{-i\omega t} e^{-i\omega t} \xrightarrow{\text{рассеяния}} (A_m(f_e) + A_m(f_c)) S_m(\omega, x, r, \varphi) e^{-i\omega t}$$

Основная идея: можно подавить пульсации в ближнем поле если управляющее воздействие f_c приведёт к формированию того же волнового пакета, что вызывает естественное возбуждение f_e , но с фазовой задержкой равной π

$$A_m(f_c) = -A_m(f_e)$$

НЕТ пульсаций

Достигнутые результаты

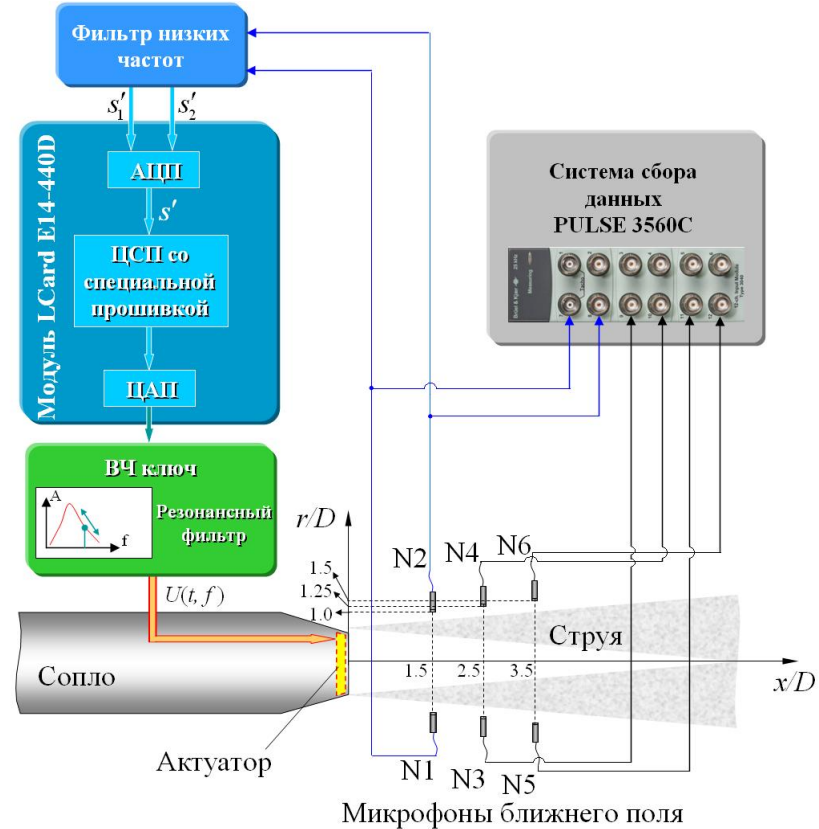
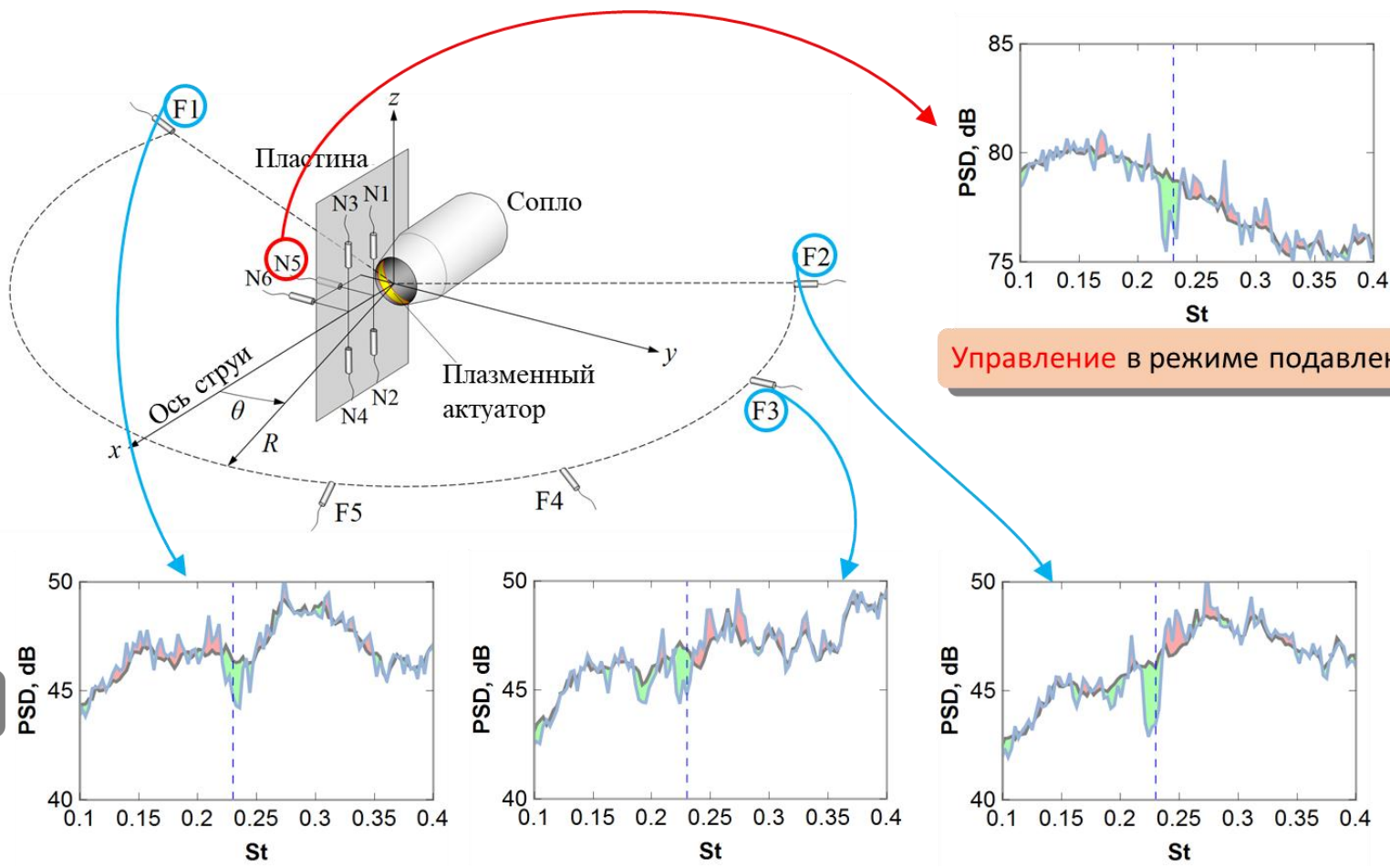


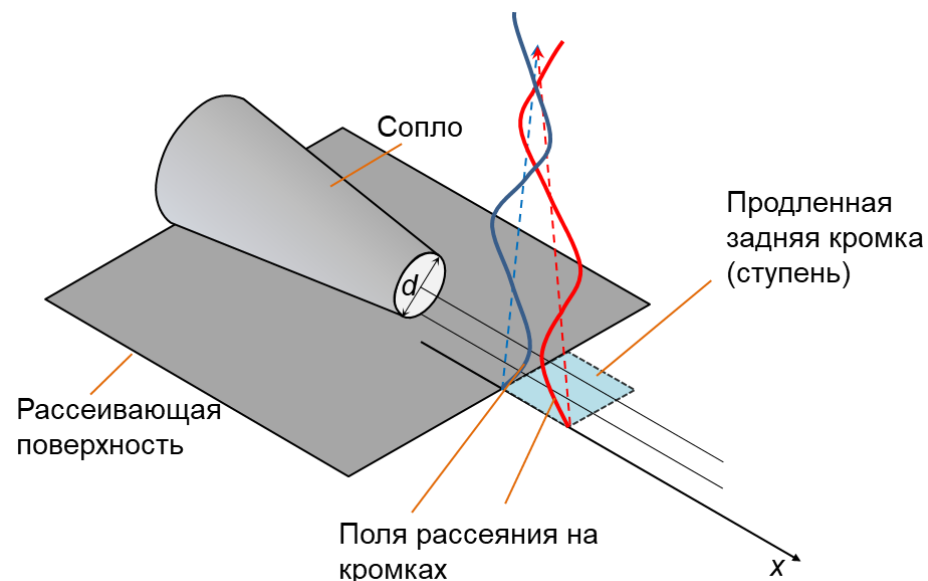
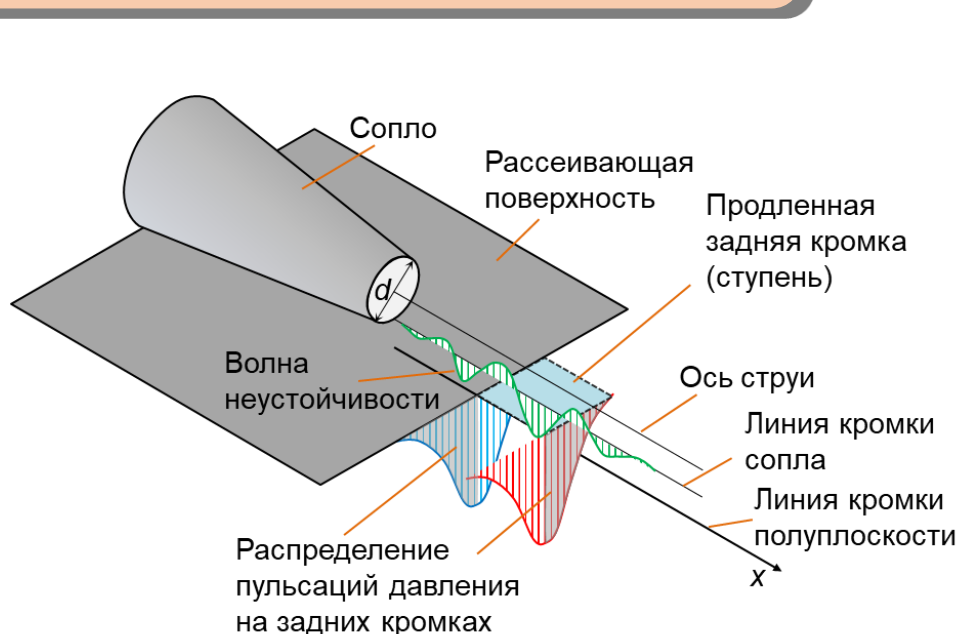
Схема системы управления с обратной связью

Экспериментальное исследование в АК-2 ЦАГИ

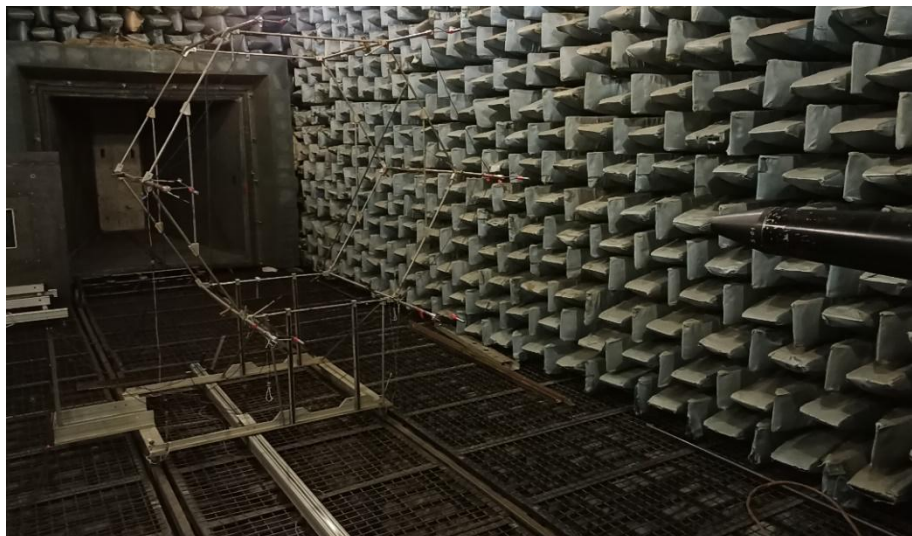


Снижение шума взаимодействия. Альтернативный подход.

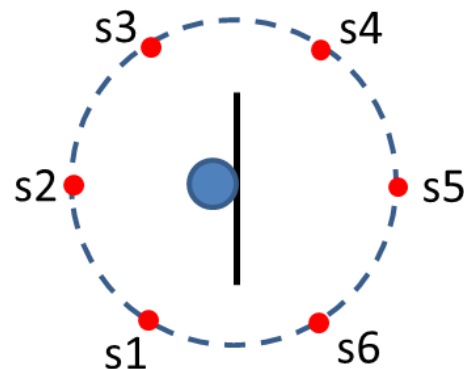
Основная идея: управление не рассеивающимся полем, а полем рассеяния при помощи модификации задней кромки



Снижение шума взаимодействия. Эксперимент в АК-2 ЦАГИ.



Подвижная АДТ решетка микрофонов,
измеряет «цилиндрическую» направленность



Конфигурация
микрофонов (6 x B&K 4189)
в решетке (центровка на
пластине)

Диаметр сопла (d): 0.04 м

Скорость истечения струи: 180 м/с

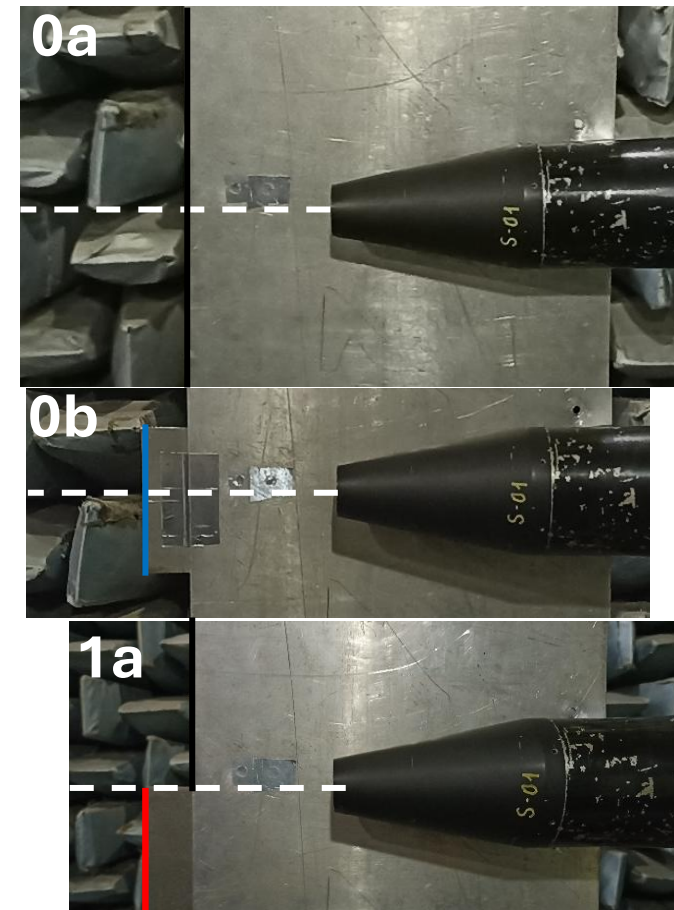
Радиус решетки: 0.8 м

Размеры пластины: 1.2 м*0.35 м*0.003

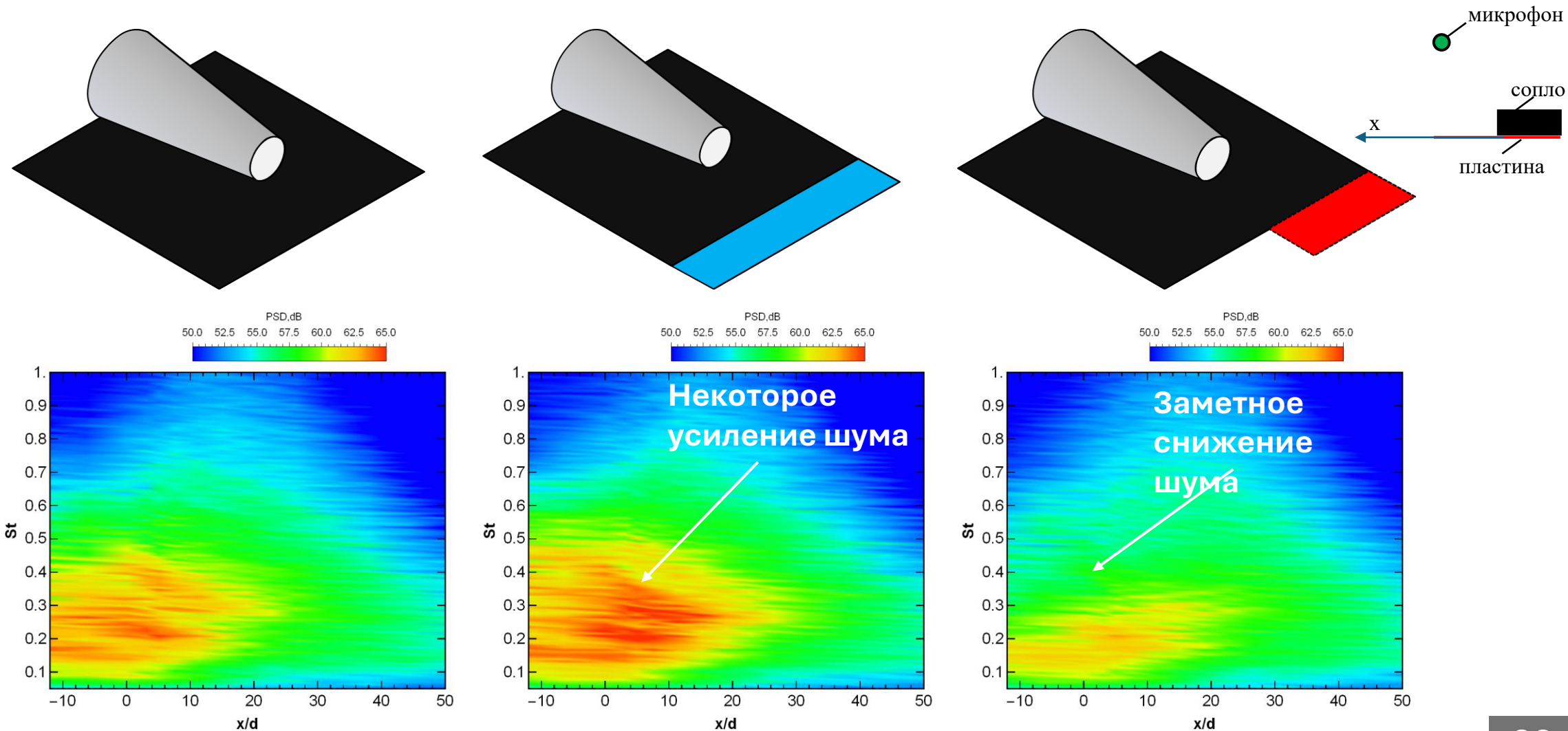
Расстояние до кромки $l = 3d$; $h = d$;

Высота ступени: $0.9d$

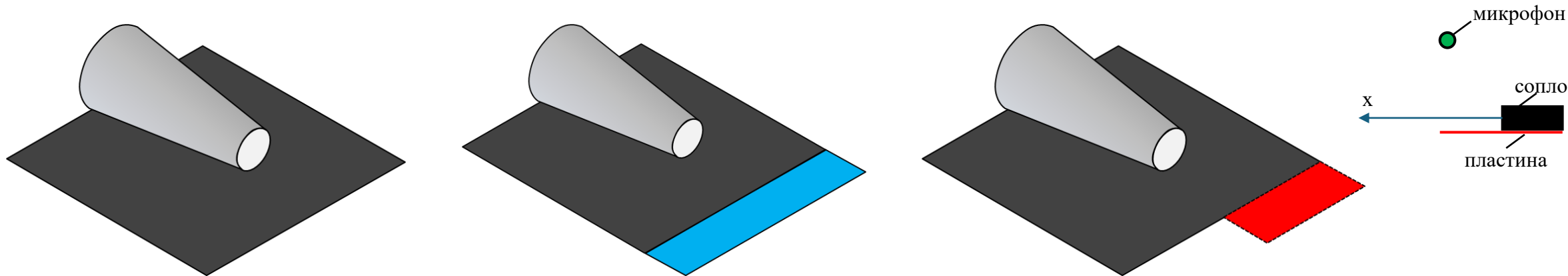
Конфигурации:



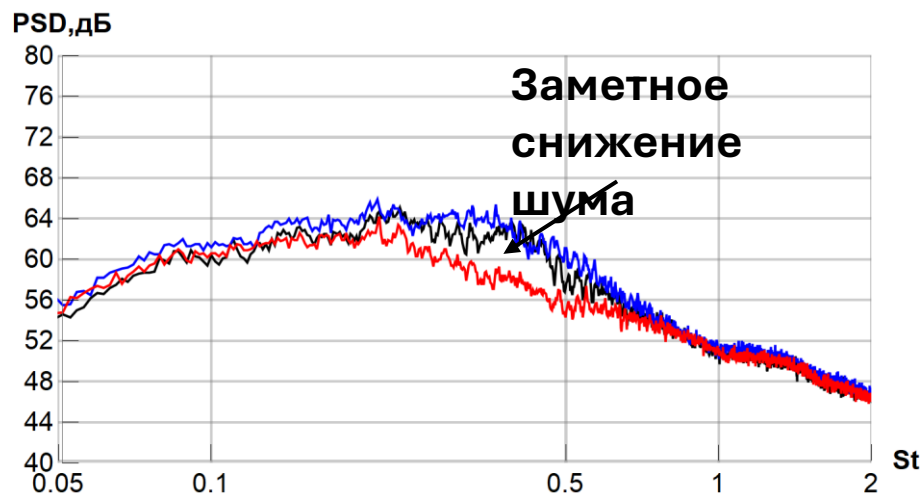
Спектральные карты полного поля под микрофоном для разных конфигураций.



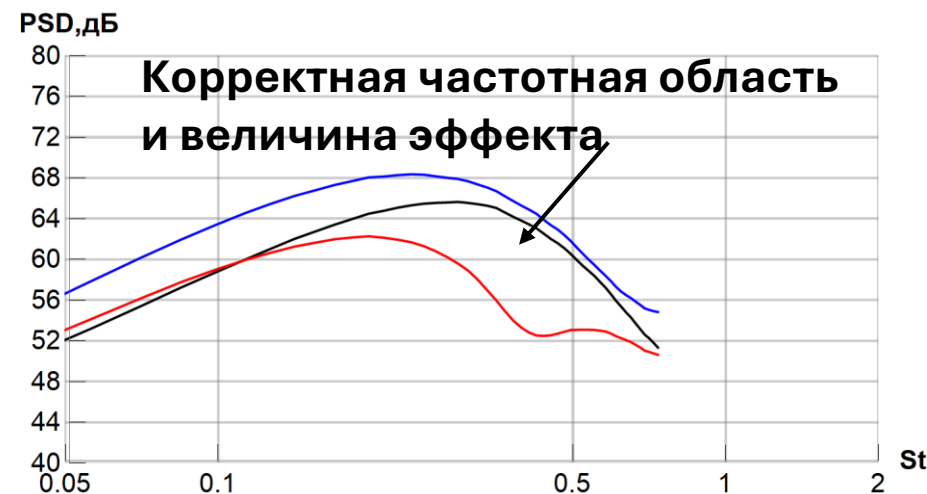
Спектральные карты полного поля под микрофоном для разных конфигураций.



Экспериментальное измерение спектров пульсаций давления под пластиной.



Моделирование спектров пульсаций давления под пластиной.



План доклада

- Введение
- Теоретическое описание
- Экспериментальное исследование (валидация)
- Возможности управления
- Заключение

Основные выводы.

- Рассеяние на кромке крыла гидродинамического поля от волны неустойчивости Кельвина-Гельмгольца приводит к излучению звуковых волн, амплитуда которых пропорциональна амплитуде рассеянного на кромке поля. Направленность такого источника шума может быть описана симметричной относительно плоскости крыла кардиоидой с конвективным растяжением.
- Рассеяние косинус-мод ближнего гидродинамического поля струи на задней кромке приводит к появлению суперпозиции нечетных косинус-мод акустического поля в дальней зоне, в то же время рассеяние синус-мод приводит к появлению суперпозиции четных синус-мод акустического поля в дальней зоне.
- Экспериментальное выделение характеристик шума взаимодействия может быть уточнено при применении метода азимутальной декомпозиции. Данные характеристики в первом приближении могут быть оценены при наличии данных о пульсациях давления лишь в двух точках около рассеивающей кромки крыла.
- Сравнение результатов теоретического моделирования и эксперимента показывает, что разработанная модель шума взаимодействия струи и крыла с достаточно хорошей точностью в 2-3 дБ (в области максимума эффекта) количественно позволяет предсказывать основные характеристики эффекта усиления шума даже в случае реалистичной конфигурации «струя-крыло».
- Предложены различные способы подавления шума взаимодействия струи и крыла самолета, которые были успешно проверены в эксперименте.