



Исследование RANS/ILES(i) методом влияния турбулентности набегающего потока на спектральные свойства пульсаций давления в сверхзвуковом воздухозаборнике на различных режимах работы

Докладчик: Жигалкин А.С.

Авторы: Жигалкин А.С., Любимов Д.А.

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова»



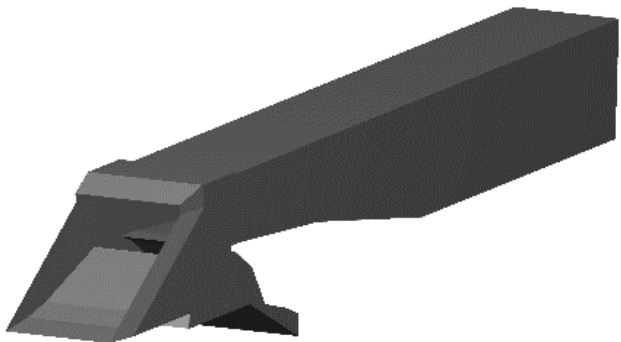
Мотивация

- В полете летательный аппарат находится в турбулентном потоке воздуха. Это может быть как атмосферная турбулентность, так и турбулентные возмущения, обусловленные иными причинами. Повышенный уровень турбулентности на входе в ВЗУ может ухудшить его характеристики, в частности может привести к повышению потерь полного давления, уменьшению запаса устойчивой работы и росту пульсаций параметров течения в канале.
- В эксперименте сверхзвуковой поток с заданными параметрами турбулентности создать затруднительно.
- Расчеты с помощью RANS не позволяют получить важные для практики пульсационные характеристики, в частности пульсации статического давления на стенках канала или пульсации полного давления в выходном сечении.
- В доступной литературе автором не было найдено примеров расчетного исследования влияния турбулентности набегающего потока на работу сверхзвукового ВЗУ.

Цель работы

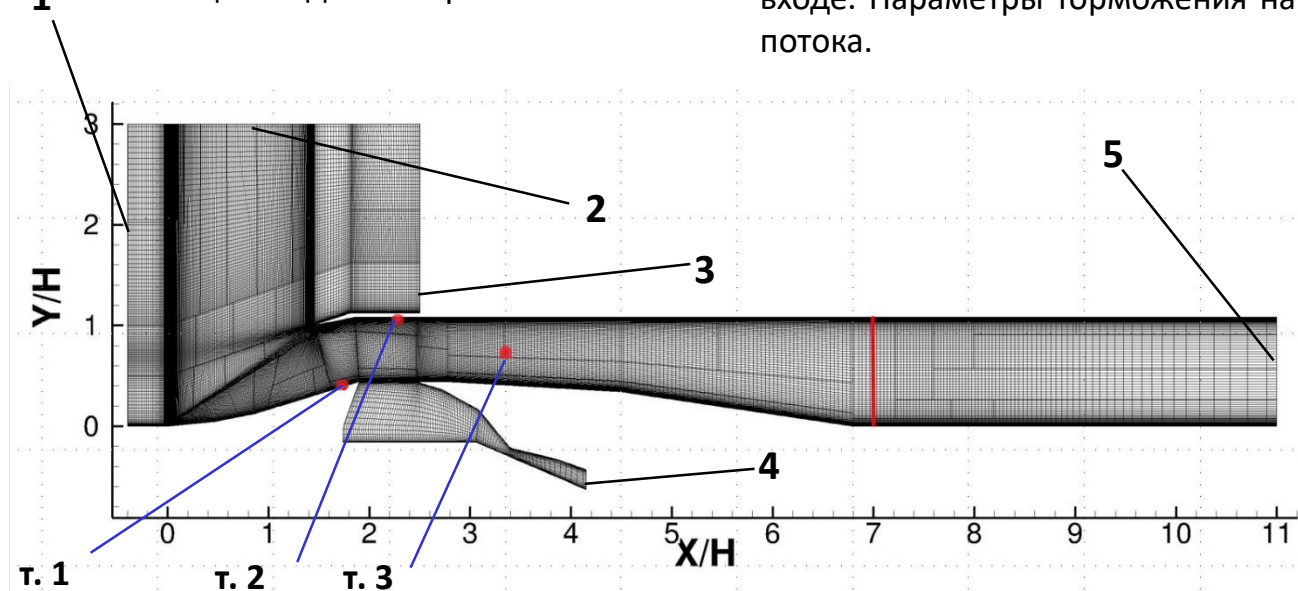
В настоящей работе с помощью комбинированного RANS/ILES(i) метода высокого разрешения было исследовано влияние интенсивности I_t и линейного масштаба L_t турбулентности набегающего потока на течение внутри канала модельного сверхзвукового ВЗУ, уровень и спектральные характеристики пульсаций давления на его стенках на различных режимах работы.

Геометрия ВЗУ, расчетная сетка, режимные параметры, граничные условия



Общий вид геометрии ВЗУ

- Геометрия ВЗУ соответствует экспериментально исследованной в работе [1].
- Число Маха набегающего потока 1.8, число Рейнольдса, вычисленное по высоте входа ВЗУ ($H=0.1$ м) и параметрам набегающего потока, составляет $2 \cdot 10^6$.
- Сетка блочно-структурированная, содержит $9 \cdot 10^6$ ячеек.
- На границе 5 параметры течения экстраполировались изнутри расчетной области. Дросселирование осуществлялось за счет сужения канала на участке между границей 5 и сечением выхода из ВЗУ. Степень сужения на границе 5 рассчитывалась по модели сопла Лавалья на режиме со сверхзвуковым истечением. Полагались заданными площади входного и выходного сечения, а также значение безразмерной плотности тока $q(\lambda)_{ном}$ на входе. Параметры торможения на входе в сопло принимались равными параметрам торможения набегающего потока.



Продольное сечение расчетной сетки. Красной линией обозначено сечение выхода из ВЗУ, в котором рассчитывались осредненные параметры. Цифрами — границы расчетной области.

- На границе 4 (выход из канала системы слива) задавалось статическое давление набегающего потока.
- На границе 1 задавались статические температура T_n и давление p_n набегающего потока, а также скорость с добавлением турбулентных пульсаций, которые моделировались с помощью метода синтетических вихрей (SEM) [2].
- На границах 2 и 3 параметры течения экстраполировались изнутри расчетной области.
- Уровень турбулентности набегающего потока варьировался путем изменения величин интенсивности турбулентности I_t и линейного масштаба L_t .
- Места стенки, для которых строились спектры пульсаций давления обозначены красным. Точки 1 и 2 расположены в плоскости симметрии на нижней и верхней стенках соответственно. Точка 3 расположена на боковой стенке.

Параметры расчетов

Расчеты были проведены в диапазоне номинальных значений безразмерной плотности тока $q(\lambda)_{ном}$ от 0.5 до 0.7, при различных значениях интенсивности I_t и линейного масштаба L_t турбулентности набегающего потока. Далее сочетание значений этих двух параметров: интенсивности и масштаба – будем называть состоянием набегающего потока. Состояния, при которых был проведено моделирование течения в ВЗУ, приведены в таблице. Там же приведены значения периода осреднения параметров течения, так как его величина выбиралась в зависимости от линейного масштаба. В дальнейшем турбулентность в набегающем потоке при состоянии 2 будем называть крупномасштабной, так как $L_t > H$, а турбулентность при состоянии 3 – мелкомасштабной, так как $L_t \ll H$.

Параметры турбулентности набегающего потока

№ Состояния	Интенсивность турбулентности, I_t , %	Линейный масштаб турбулентности, L_t , м	Период осреднения, $T_{оср}$, с
1	0.0	–	0.1
2	5.0	0.3	1.3
3	5.0	0.01	0.1

Номинальные значения безразмерной плотности тока

№ точки	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$q(\lambda)_{ном}$	0.50	0.51	0.52	0.54	0.56	0.58	0.62	0.66	0.70

RANS/ILES(i) метод

- ❑ Расчеты течения в канале ВЗУ выполнены с помощью комбинированного RANS/ILES(i) метода [3]. Он имеет следующие особенности.
 - Около стенок используется URANS с моделью турбулентности Спаларта-Аллмараса.
 - Вдали от них - LES с неявной SGS-моделью (ILES): схемная вязкость выполняет функции подсеточной вязкости.
 - Аппроксимация конвективных потоков осуществляется с помощью метода Роу.
 - Для повышения порядка аппроксимации конвективных членов использована сохраняющая монотонность схема 9-го порядка MP-9 [4].
 - Интегрирование по времени осуществляется неявным методом установления по мнимому времени (dual time stepping) с использованием для аппроксимации производных по физическому времени схемы 2-го порядка.
 - Для перехода к ILES модифицируется расстояние d до стенки в диссипативном слагаемом источника члена уравнения модели турбулентности:

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

- В соотношении для d_{ILES} величины зависят от расстояния до стенки и параметров течения:

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

- Функция f_d имеет структуру аналогичную использованной в методе IDDES [5].
- ❑ Ранее RANS/ILES(i) метод уже был использован для моделирования течения в рассматриваемом модельном ВЗУ. В работе [6] было исследовано влияние неоднородности температуры в набегающем потоке на работу воздухозаборника. Расчеты были проведены для числа Маха набегающего потока 2. При однородном потоке результаты расчетов достаточно хорошо совпали с данными эксперимента [1].

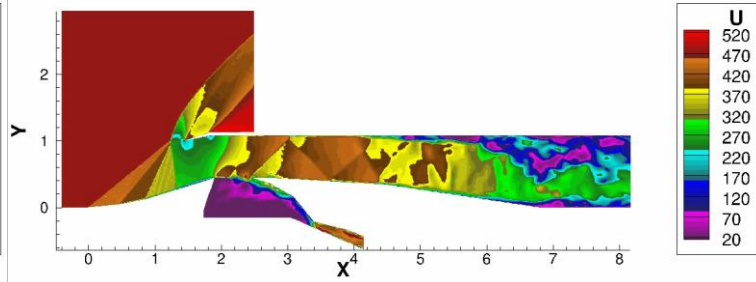
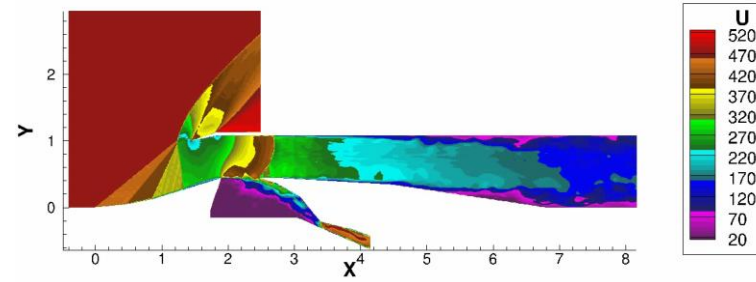
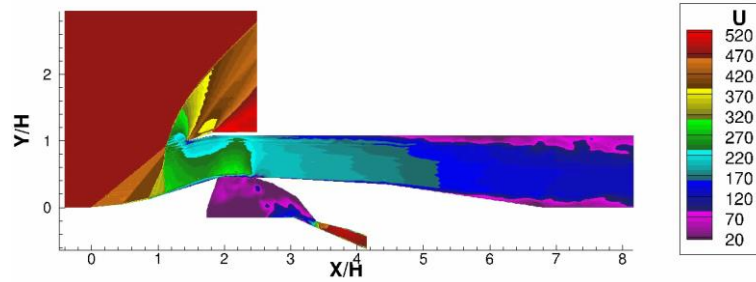
Поле продольной скорости в продольном сечении

$q(\lambda)_{НОМ} = 0.50$

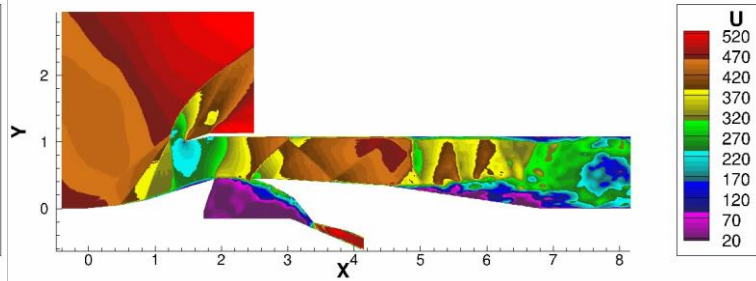
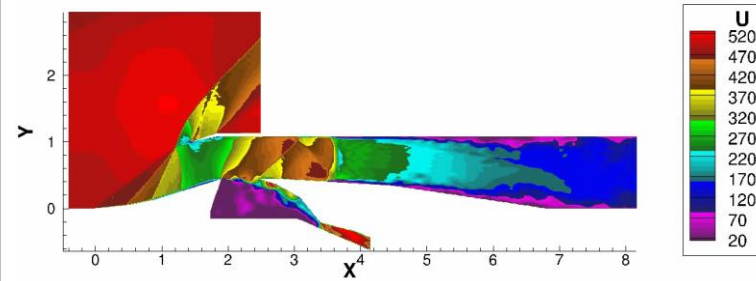
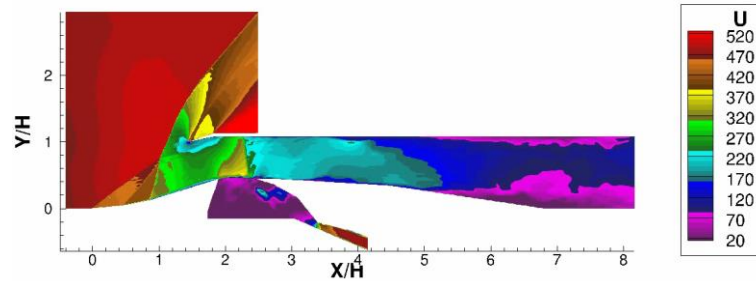
$q(\lambda)_{НОМ} = 0.58$

$q(\lambda)_{НОМ} = 0.70$

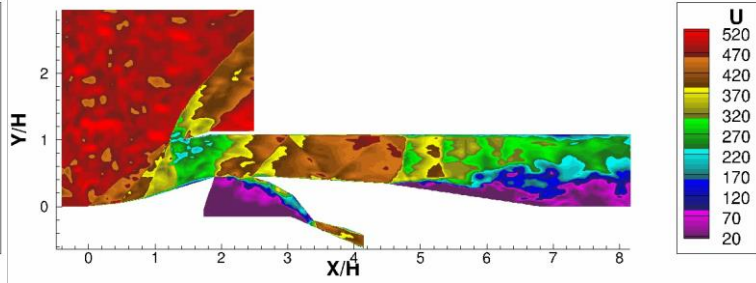
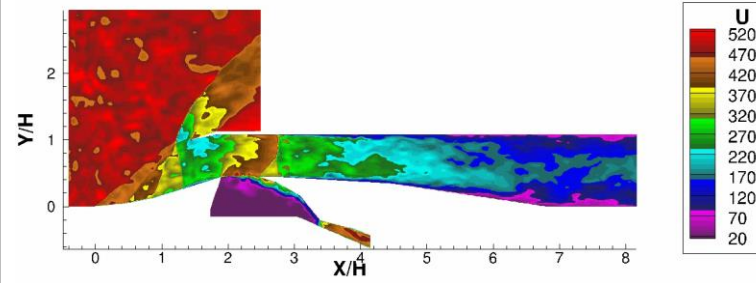
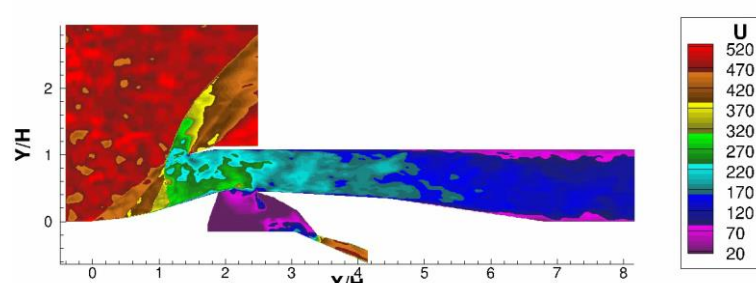
$I_t = 0.00$



$I_t = 0.05;$
 $L_t = 0.3 \text{ м}$



$I_t = 0.05;$
 $L_t = 0.01 \text{ м}$



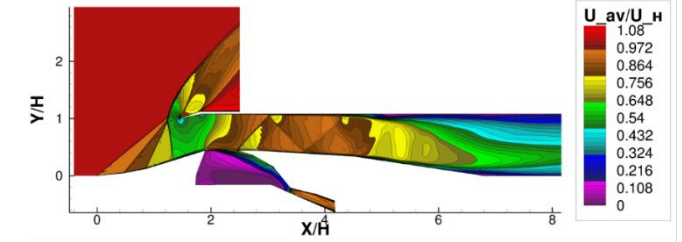
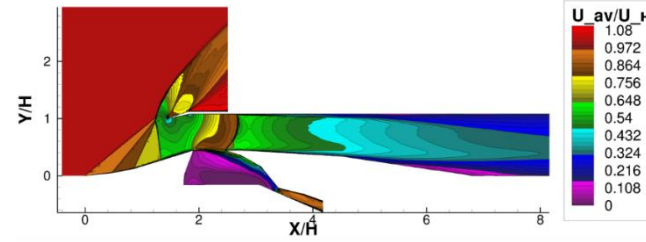
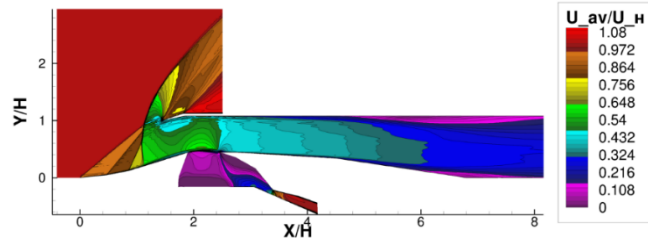
Осредненное поле продольной скорости в продольном сечении

$$q(\lambda)_{\text{НОМ}} = 0.50$$

$$q(\lambda)_{\text{НОМ}} = 0.58$$

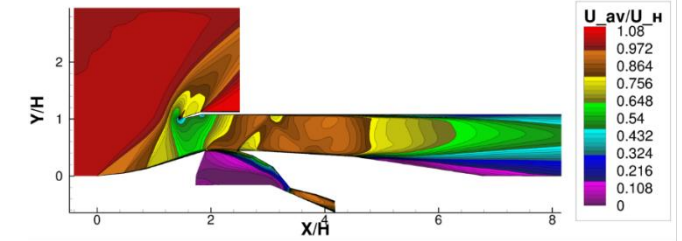
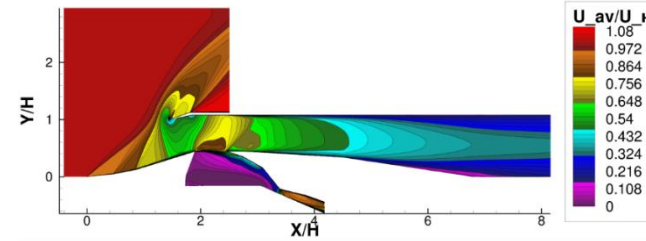
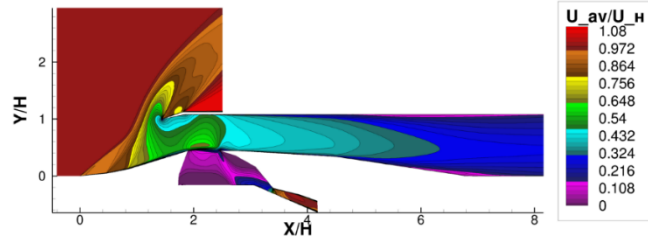
$$q(\lambda)_{\text{НОМ}} = 0.70$$

$$I_t = 0.00$$



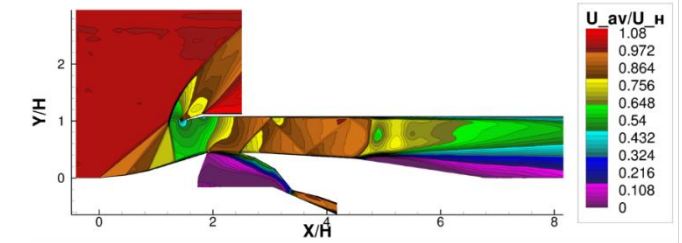
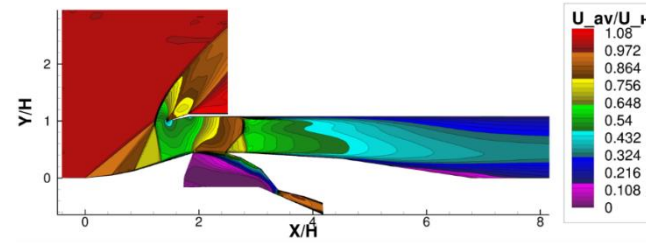
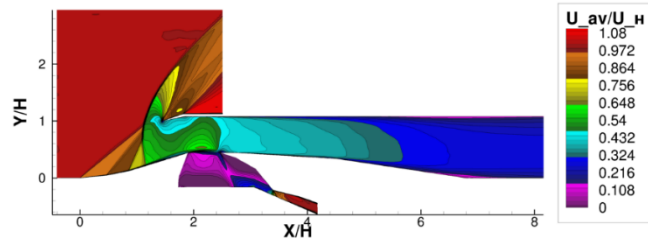
$$I_t = 0.05;$$

$$L_t = 0.3 \text{ м}$$



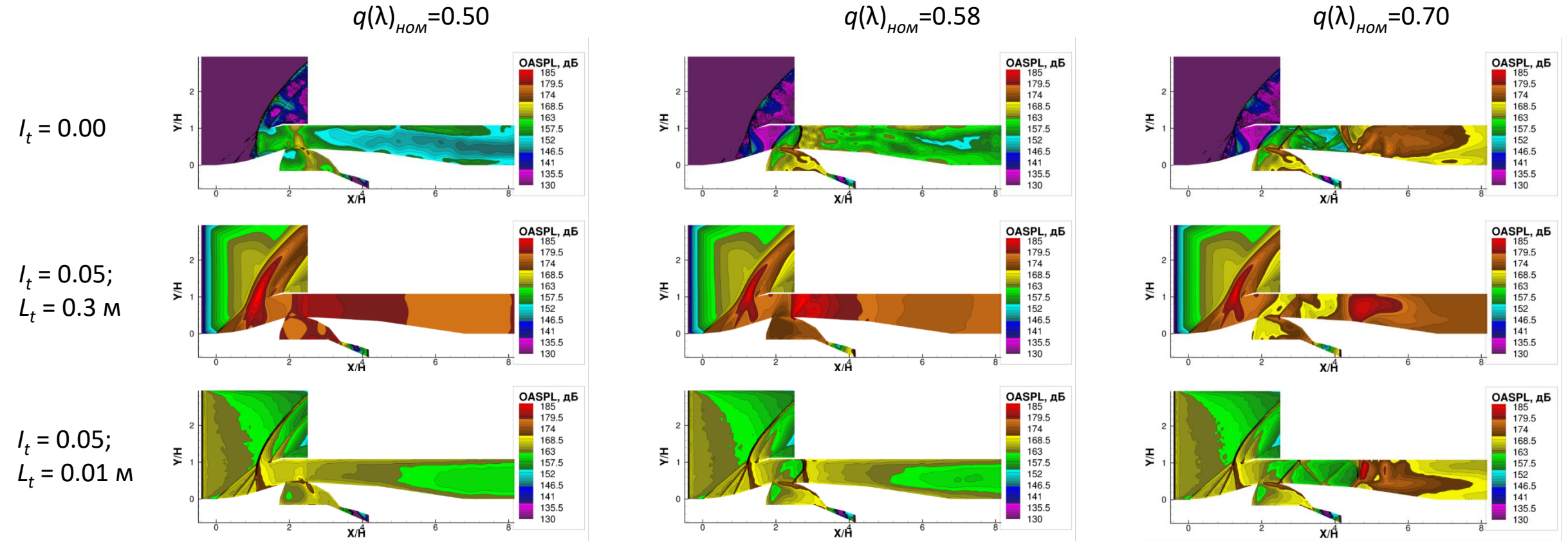
$$I_t = 0.05;$$

$$L_t = 0.01 \text{ м}$$



- На сверхкритическом режиме ($q(\lambda)_{\text{НОМ}} = 0.7$) при мелкомасштабной турбулентности в набегающем потоке зона отрыва погранслоя у нижней стенки канала ВЗУ имеет больший размер, чем при крупномасштабной. Это видно также на изображениях мгновенного поля скорости.
- Пространственная структура системы скачков уплотнения при крупномасштабной турбулентности существенно нарушена. Скачки сильно «размыты».
- Анализ мгновенного поля скорости показывает, что крупномасштабная турбулентность ведет к колебаниям положения скачков уплотнения с относительно большой амплитудой и низкой частотой. Часть скачков может периодически исчезать, а затем вновь появляться, в зависимости от величины скорости на входе.
- При мелкомасштабной турбулентности периодического исчезновения или возникновения отдельных скачков уплотнения не наблюдается. Скачки не меняют своего пространственного положения. Однако мелкие вихри как бы проходят сквозь скачки, в результате чего можно наблюдать локальные деформации поверхности скачка

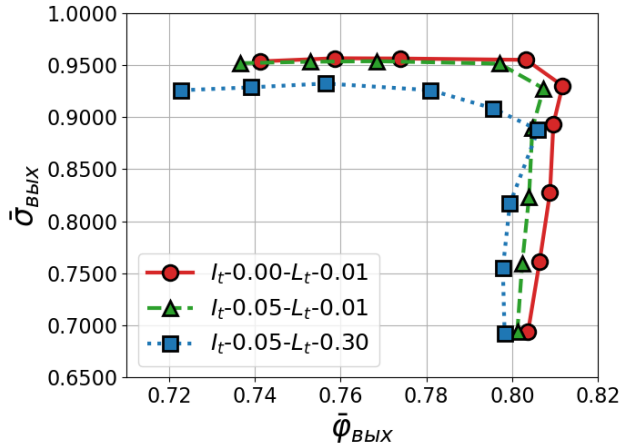
Суммарный уровень звукового давления (OASPL) в продольном сечении



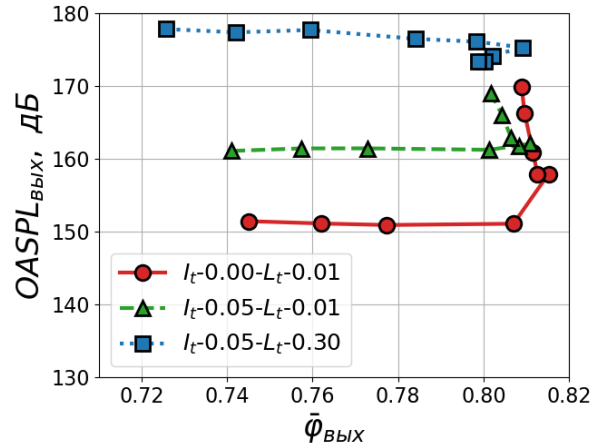
- При крупномасштабной турбулентности в набегающем потоке значительно возрастает интенсивность пульсаций как скорости, так и давления в области скачков уплотнения. В результате уровень пульсаций заметно растет во всем канале ВЗУ в сравнении с невозмущенным режимом.
- При мелкомасштабной турбулентности в набегающем потоке на докритическом режиме ($q(\lambda)_{\text{НОМ}} = 0.52$) пульсации растут во всем канале ВЗУ. Однако на сверхкритическом режиме ($q(\lambda)_{\text{НОМ}} = 0.70$) внутри канала возникает система скачков уплотнения и заметный рост пульсаций наблюдается лишь на участке перед системой скачков. После системы скачков наблюдается изменение пространственного распределения пульсаций при приблизительно сохранении их интегрального уровня.

Зависимости средних параметров течения в выходном сечении от коэффициента расхода

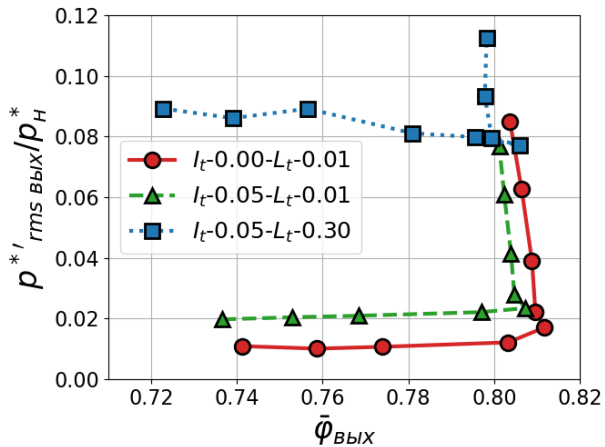
К-т сохранения полного давления



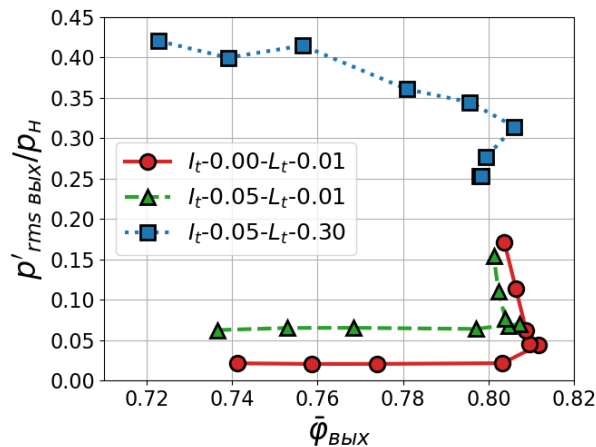
Суммарный уровень звукового давления



Пульсации полного давления

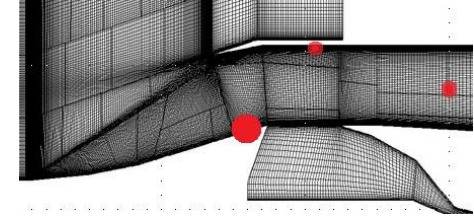


Пульсации статического давления



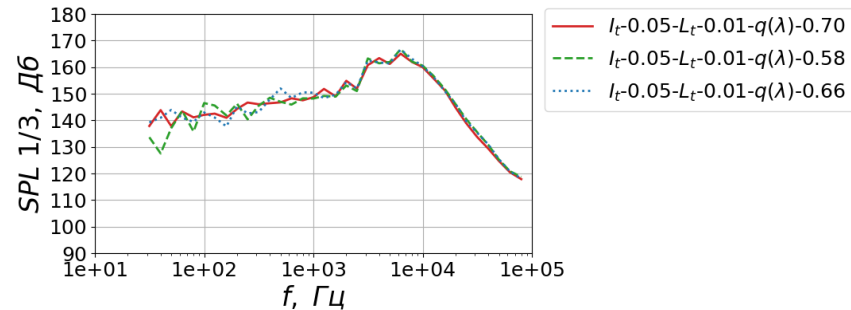
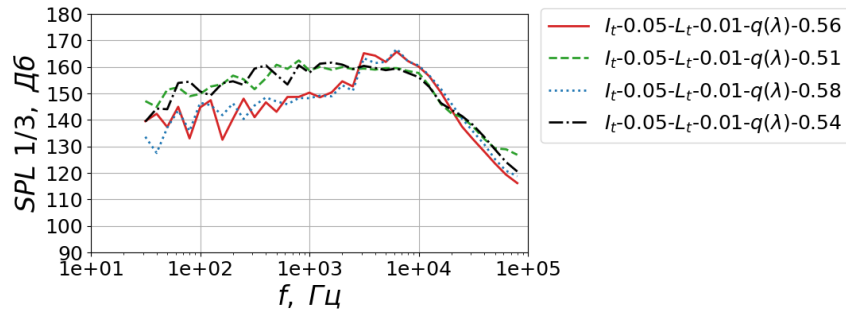
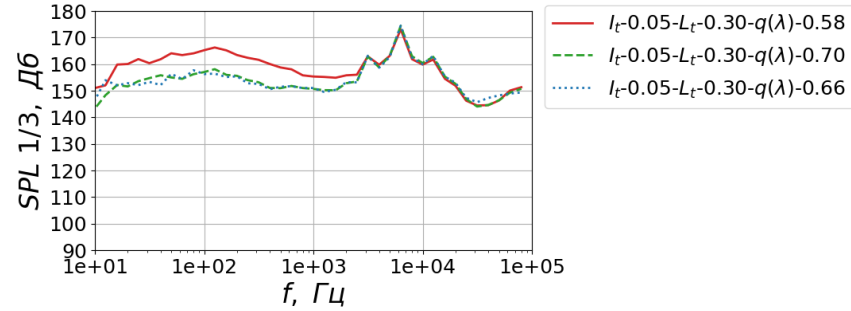
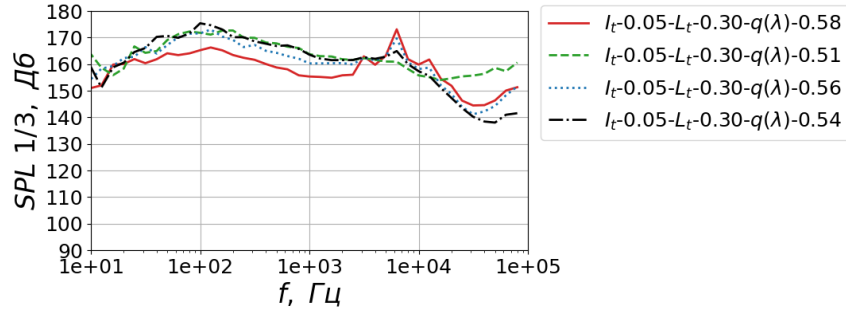
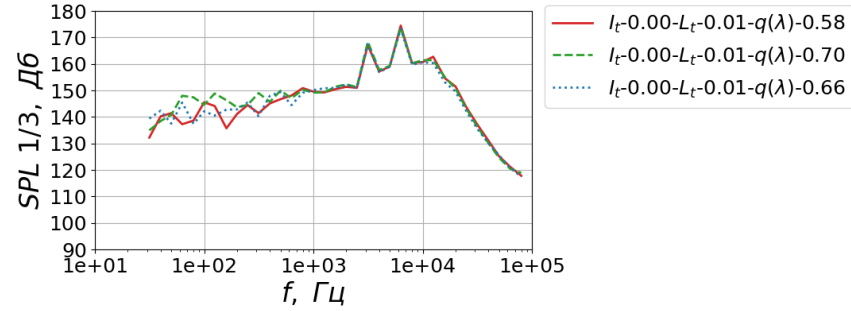
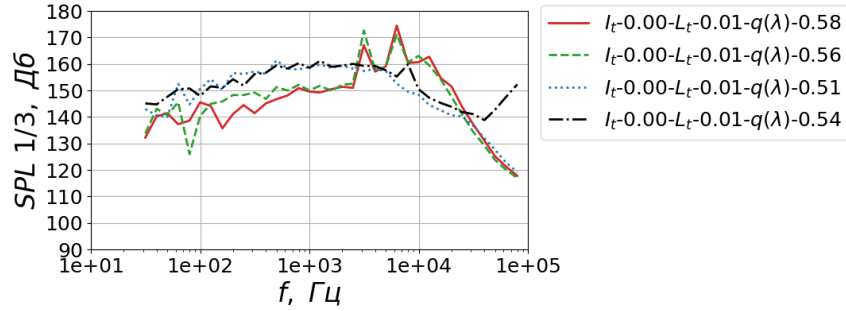
- Турбулентность в набегающем потоке при всех степенях дросселирования приводит к уменьшению расхода через ВЗУ. При этом крупномасштабная турбулентность (состояние 2) ведет к большему уменьшению расхода, чем мелкомасштабная (состояние 3).
- На докритических режимах значения параметров течения в выходном сечении при крупномасштабной турбулентности в набегающем потоке отклоняются от значений при невозмущенном потоке заметно сильнее, чем при мелкомасштабной.
- При крупномасштабной турбулентности в набегающем потоке положение критического режима на характеристике ВЗУ смещается в сторону больших значений $q(\lambda)$.
- Влияние турбулентности на непulsационные параметры течения в выходном сечении сильнее на докритических режимах работы, чем на сверхкритических.
- Крупномасштабная турбулентность в набегающем потоке приводит к большему росту пульсаций параметров течения в выходном сечении в сравнении с невозмущенным потоком, чем мелкомасштабная.
- Пульсации статического давления с ростом $\bar{\varphi}$ при невозмущенном потоке и мелкомасштабной турбулентности на докритическом режиме остаются приблизительно постоянными, а на сверхкритическом монотонно растут. При крупномасштабной турбулентности пульсации статического давления с ростом $\bar{\varphi}$ монотонно убывают.

Спектры пульсаций давления в точке 1



Докритические режимы ($q(\lambda)_{\text{НОМ}} \leq 0.58$)

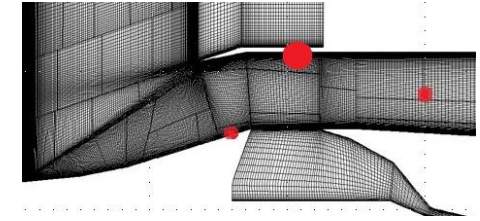
Сверхкритические режимы ($q(\lambda)_{\text{НОМ}} \geq 0.58$)



При невозмущенном набегающем потоке при $q(\lambda)_{\text{НОМ}} \geq 0.56$ на частотах около 3000 Гц и около 6000 Гц наблюдаются локальные пики уровня звукового давления величиной ~ 170 дБ. При мелкомасштабной турбулентности (состояние 3) данные пики сглаживаются и их величина немного уменьшается.

При крупномасштабной турбулентности (состояние 2) величина и форма пиков сохраняется приблизительно той же, что и при невозмущенном потоке. Также при состоянии 2 в распределении уровня звукового давления по частотам возникает локальный максимум в области низких частот при частоте около 100 Гц. С уменьшением $q(\lambda)_{\text{НОМ}}$ от 0.7 до 0.51 величина этого локального максимума увеличивается от ~ 158 дБ до ~ 170 дБ.

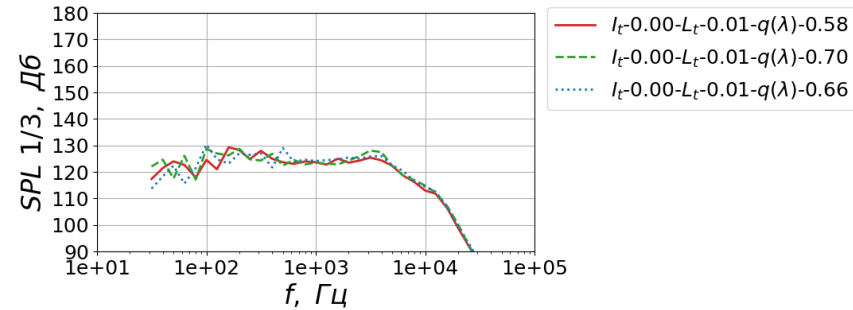
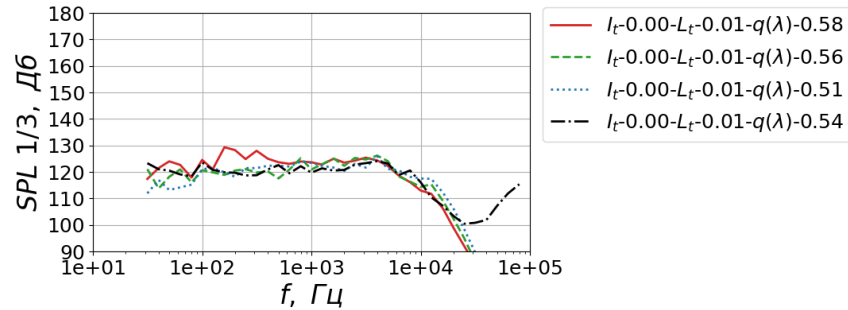
Спектры пульсаций давления в точке 2



Докритические режимы ($q(\lambda)_{\text{НОМ}} \leq 0.58$)

Сверхкритические режимы ($q(\lambda)_{\text{НОМ}} \geq 0.58$)

$I_t = 0.00$

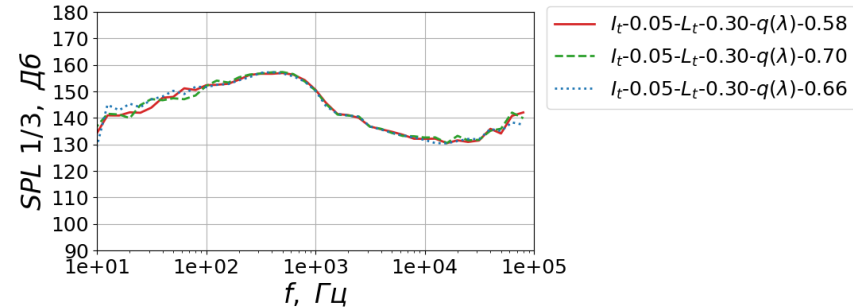
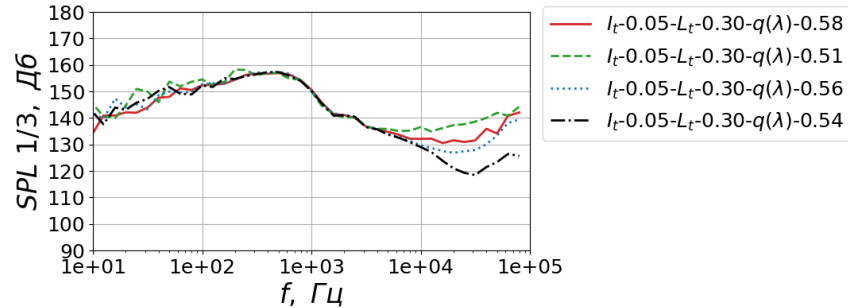


При невозмущенном потоке отсутствуют ярко выраженные пики в распределении звукового давления. На частотах от ~ 30 Гц до ~ 3000 Гц его значение находится в интервале от 120 дБ до 130 дБ, а затем монотонно убывает.

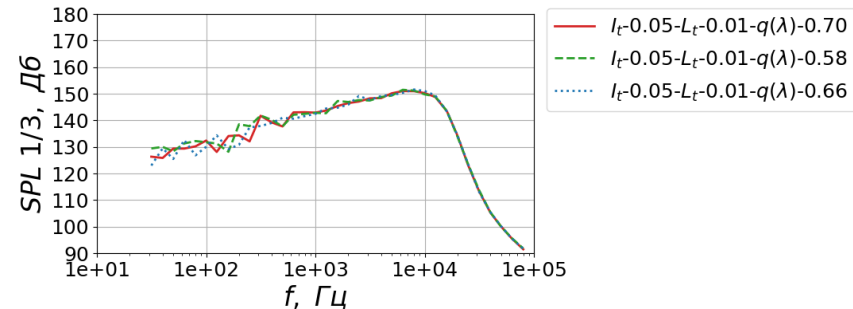
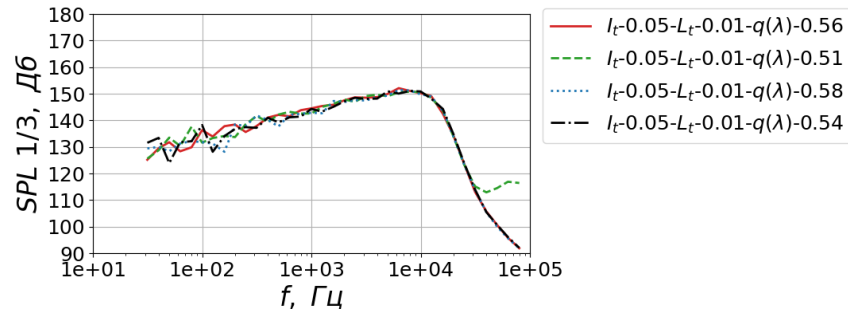
При крупномасштабной турбулентности (состояние 2) в распределении звукового давления появляется максимум при частоте ~ 400 Гц. Его величина не изменяется при дросселировании и составляет ~ 160 дБ.

При состоянии 3 возникает максимум в области высоких частот при частоте $\sim 10^4$ Гц. Его величина составляет ~ 150 дБ на всех режимах.

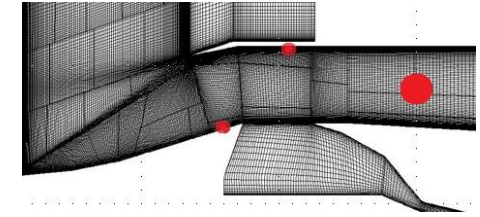
$I_t = 0.05$;
 $L_t = 0.3$ м



$I_t = 0.05$;
 $L_t = 0.01$ м

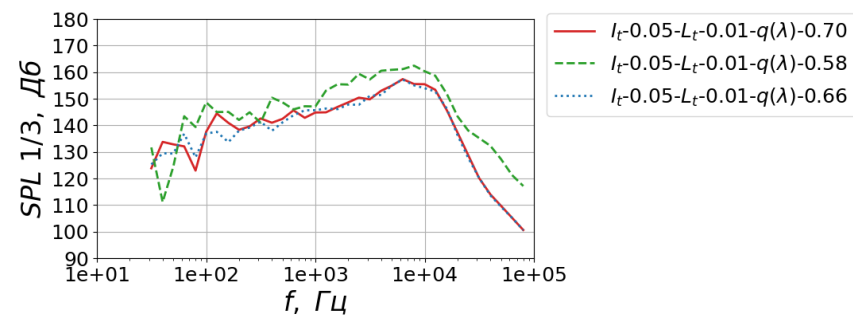
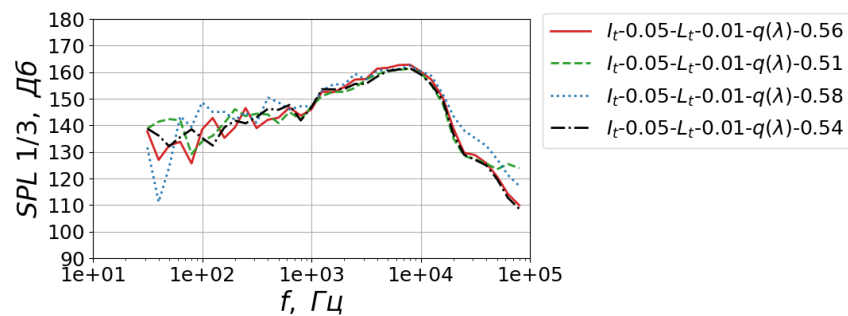
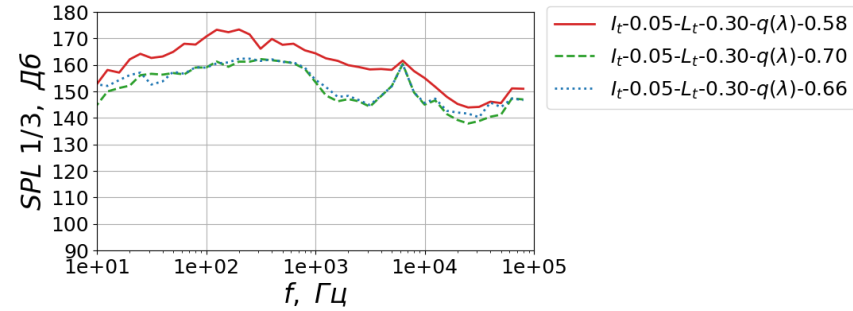
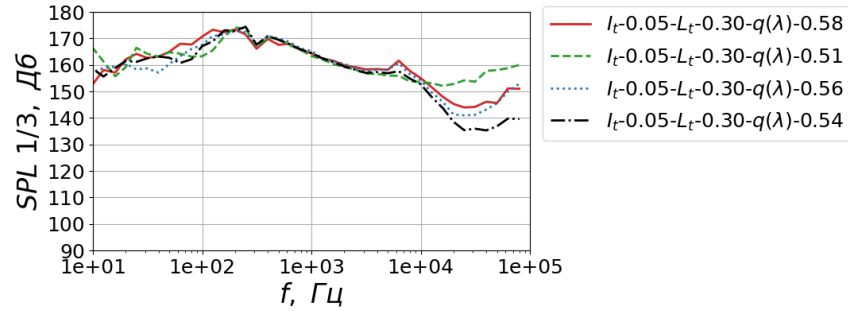
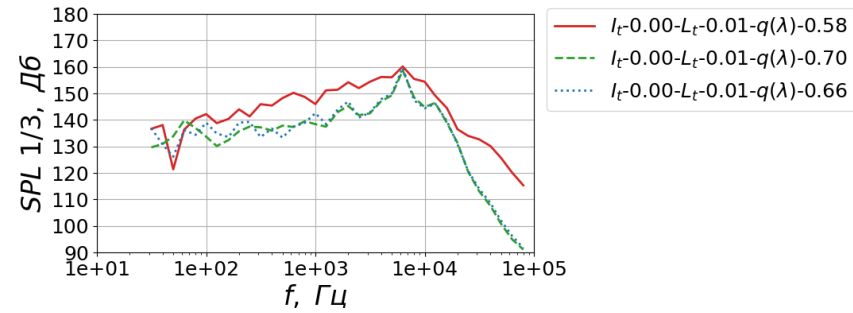
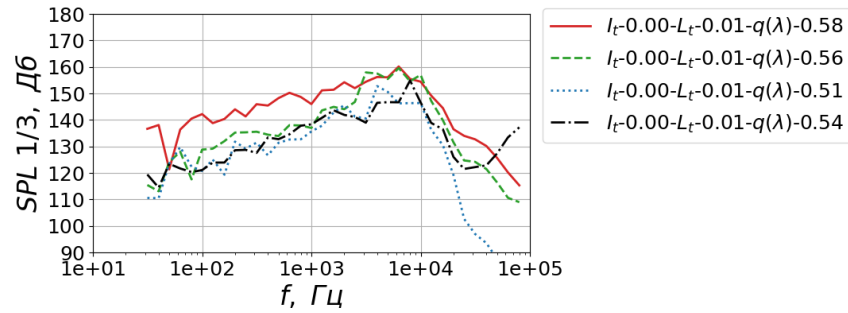


Спектры пульсаций давления в точке 3



Докритические режимы ($q(\lambda)_{\text{НОМ}} \leq 0.58$)

Сверхкритические режимы ($q(\lambda)_{\text{НОМ}} \geq 0.58$)



При невозмущенном потоке в распределении звукового давления наблюдается максимум при частоте ~ 6000 Гц величиной ~ 160 дБ.

При крупномасштабной турбулентности этот максимум сохраняется в качестве локального. Однако в области низких частот при частоте ~ 200 Гц возникает второй максимум величиной ~ 173 дБ при $q(\lambda)_{\text{НОМ}} \leq 0.58$. При этом на сверхкритических режимах работы величина этого максимум снижается до ~ 160 дБ при $q(\lambda)_{\text{НОМ}} = 0.7$.

При мелкомасштабной турбулентности распределение звукового давления имеет приблизительно ту же форму, что и при невозмущенном потоке. Пик при частоте ~ 6000 Гц сохраняет свою величину, однако несколько сглаживается.

Выводы

- С помощью комбинированного RANS/ILES метода исследовано влияние состояния набегающего потока на течение, уровень и спектральные характеристики пульсаций давления в модельном сверхзвуковом ВЗУ на различных режимах работы.
- Установлено, что турбулентность в набегающем потоке при всех степенях дросселирования приводит к уменьшению расхода через ВЗУ. При этом крупномасштабная турбулентность (состояние 2) ведет к большему уменьшению расхода, чем мелкомасштабная (состояние 3).
- Влияние турбулентности набегающего потока на величину параметров течения в выходном сечении на докритических режимах работы заметно выше, чем на сверхкритических.
- Крупномасштабная турбулентность приводит к существенно большему росту суммарного уровня звукового давления в выходном сечении, чем мелкомасштабная той же интенсивности. На докритических режимах при крупномасштабной турбулентности он составляет ~178 дБ, при мелкомасштабной - ~162 дБ, при невозмущенном потоке – ~152 дБ .
- При крупномасштабной турбулентности изменяется характер зависимости пульсаций давления в выходном сечении от величины расхода через ВЗУ: при невозмущенном потоке и мелкомасштабной турбулентности пульсации монотонно растут с увеличением φ , в то время как при крупномасштабной турбулентности с ростом φ наблюдается их монотонное уменьшение.
- При крупномасштабной турбулентности в спектрах пульсаций давления на стенках канала ВЗУ на всех исследованных режимах работы появляется максимум в области низких частот. Он расположен в диапазоне от 100 до 400 Гц и имеет величину приблизительно от 160 дБ до 170 дБ в зависимости от степени дросселирования и положения датчика на стенке.
- Мелкомасштабная турбулентность приводит к возникновению максимума в спектре пульсаций давления в области высоких частот на верхней стенке канала (точка 2). Максимум возникает на частоте около 10^4 Гц. Существенного влияния на частотные распределения пульсаций давления в остальных исследованных частях канала мелкомасштабная турбулентность не оказала.

Список литературы

1. *Trapier S., Duveau P., Deck S.* Experimental Study of Supersonic Inlet Buzz // *AIAA J.*, 2006, 44(10), 2354-2465.
2. *Jarrin N., Benhamadouche S., Laurence D. and Prosser R.* A synthetic-eddy-method for generating inflow conditions for large-eddy simulations // *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2006, V. 27, pp. 585–593.
3. *Любимов Д.А., Честных А.О.* Исследование RANS/ILES-методом течения в высокоскоростном воздухозаборнике смешанного сжатия на различных режимах работы // *TBT*, 2018. – Т. 56, № 5. – С. 729–737.
4. *Suresh A., Huynh H.T.* Accurate Monotonicity-Preserving Schemes with Runge Kutta Time Stepping // *J. Comput. Phys.* 1997. V.
5. *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.
6. *Аюпов Р.Ш., Бендерский Л.А., Любимов Д.А.* Исследование RANS/ILES-методом влияния неоднородности температуры набегающего потока на пульсации давления в канале воздухозаборника // *Матем. моделирование*, 2019. – Т. 31, № 10. – С. 35-48.



Центральный институт авиационного
моторостроения имени П.И. Баранова

Спасибо за внимание!

111116, Россия, Москва,
ул. Авиамоторная, 2
www.ciam.ru

Тел.: +7 (499) 763-61-67
E-mail: info@ciam.ru