

УДК 004.94

А.А. Уткина^{1,2}**ПРИМЕНЕНИЕ МОДЕЛИ SSG/LRR- ω RSM ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ
НЕСТАЦИОНАРНЫХ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ**

Российский Федеральный Ядерный Центр

Всероссийский научно-исследовательский институт экспериментальной физики¹Нижегородский государственный технический университет им. П.Е. Алексеева²

Представлено исследование особенностей моделирования характеристик нестационарных отрывных турбулентных течений и генерируемых ими акустических полей с использованием вихреразрешающей модели турбулентности, построенной на базе модели SSG/LRR- ω (SSG/LRR- ω /EDES). Модель SSG/LRR- ω /EDES является комбинацией моделей отсоединенных вихрей EDES и SSG/LRR- ω RSM. Показано, что модель SSG/LRR- ω RSM в качестве RANS составляющей модели SSG/LRR- ω /EDES позволяет лучше предсказывать точку отрыва потока. Приводится решение характерных задач с отрывными течениями. На данных задачах показано, что результаты, полученные с помощью модели SSG/LRR- ω /EDES, хорошо согласуются с результатами расчетов, полученных с использованием известных вихреразрешающих моделей на основе моделей SA и SST, и с экспериментальными данными.

Ключевые слова: модель турбулентности SSG/LRR- ω RSM, модель отсоединенных вихрей EDES, модель SSG/LRR- ω /EDES, течение в каверне, течение в сопле, обтекание тандема цилиндров.

Введение

В настоящее время при численном моделировании отрывных турбулентных течений применяются DES модели [1-5]. В этих моделях LES подход используется для описания вихревых структур в турбулентных зонах «далеких» от пограничных слоев, тогда как сам пограничный слой моделируется полуэмпирическими RANS моделями турбулентности. Приемлемая точность RANS моделей турбулентности для разрешения пограничных слоев наряду с адекватными вычислительными затратами LES моделей в обширных отрывных зонах, а также достаточно простая численная реализация сделали DES подход достаточно мощным и привлекательным инструментом для расчета широкого круга задач вычислительной аэродинамики.

Первая версия DES была основана на модели турбулентности SA [6]. Простота реализации и экономичность с вычислительной точки зрения DES модели, по сравнению с моделями DNS и LES, привели к широкому ее распространению и интенсивному использованию. Известные модели этого подхода – метод отсоединенных вихрей DES и его модификации DDES, IDDES [6-11]. С помощью DES подхода удалось существенно увеличить точность расчета аэродинамических течений с обширными отрывными зонами, возникающими, например, при обтекании различных препятствий и тел сложной формы под большими углами атаки [5, 10, 12, 13]. Однако именно RANS, как составляющая DES, в случае обтекания на закритических углах атаки дает недостаточно корректное определение точки отрыва из-за неблагоприятного градиента давления [14].

Ключевым недостатком RANS составляющей в гибридных моделях является то, что они базируются на гипотезе Буссинеска [15]. Применение гипотезы Буссинеска дает хорошие результаты, когда есть доминирование одной из компонент тензора рейнольдсовых напряжений, в противном случае получение корректных результатов может быть весьма затруднительным. Разрешить эту трудность позволяют модели турбулентности семейства RSM (Reynolds stress model) [16, 17], которые непосредственно моделируют анизотропию рейнольдсовых напряжений и неравновесные эффекты. Применение моделей RSM позволило

улучшить качество моделирования течений с сильной кривизной линий тока [16] и течений около двугранных углов [18]. В статье [19] была предложена модификация модели турбулентности SSG/LRR- ω RSM [16] для моделирования отрывных течений, основанная на DES подходе.

В данной работе исследуется применимость модели SSG/LRR- ω RSM при моделировании нестационарных отрывных течений на задачах обтекания прямоугольной каверны M219, тандема цилиндров и задачи истечения холодной струи из сопла SMC000. Расчеты проведены в программном комплексе ЛОГОС [20-22]. Пакет программ инженерного анализа ЛОГОС предназначен для решения трехмерных задач аэродинамики, гидродинамики и теплопереноса на супер-ЭВМ и ориентирован на моделирование широкого круга физических процессов в интересах проектирования перспективных наукоемких изделий промышленности. Пакет программ ЛОГОС успешно прошел верификацию и показал достаточно хорошие результаты на серии различных аэродинамических задач, включая расчеты нестационарных отрывных течений [19, 23, 24], а также промышленных задач [25, 26].

DES подход на основе модели SSG/LRR- ω RSM

Модель RSM содержит уравнения переноса Рейнольдсовых напряжений R_{ij} и уравнение переноса удельной диссипации ω . В силу симметричности тензора Рейнольдсовых напряжений интегрируются дифференциальные уравнения переноса для трех нормальных и трех касательных компонент этого тензора [16] (1):

$$\frac{\partial \rho R_{ij}}{\partial t} + \frac{\partial (\rho R_{ij} U_k)}{\partial x_k} = \rho P_{ij} + \rho \Phi_{ij} - \rho \varepsilon_{ij} + \rho D_{ij} + \rho M_{ij}. \quad (1)$$

Для замыкания системы уравнений используется следующее уравнение для удельной диссипации (2):

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \omega U_k)}{\partial x_k} = \frac{\alpha_{\omega} \omega}{k} \frac{\rho P_{kk}}{2} - \beta_{\omega} \rho \omega^2 + \left[\left(\mu_l + \sigma_{\omega} \frac{\rho k}{\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_k} \right] + \sigma_d \frac{\rho}{\omega} \max \left(\frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 0 \right), \quad (2)$$

где члены уравнений учитывают: P_{ij} – генерацию турбулентности, $\rho \varepsilon_{ij}$ – ее диссипацию; $\rho \Phi_{ij}$ – перераспределение турбулентности между компонентами тензора рейнольдсовых напряжений, ρD_{ij} – диффузию; остальные параметры – константы модели. Полное описание используемых моделей дано в [16].

При расчете отрывных течений могут применяться подходы DES, которые обеспечивают приемлемую точность предсказания параметров осредненного течения в LES области и эффективно моделируют пограничные слои в RANS области.

Подходы DES на основе модели SSG/LRR- ω заключаются в том, что в уравнениях переноса рейнольдсовых напряжений R_{ij} вводится зависимость диссипативного члена от линейного масштаба турбулентности. Из-за особенности построения диссипативного члена ($\rho \varepsilon_{ij} = 2/3 \rho \varepsilon \delta_{ij}$) модификации подвергаются только уравнения переноса диагональных элементов тензора R_{ij} (3):

$$\frac{\partial \rho R_{ij}}{\partial t} + \frac{\partial (\rho R_{ij} U_k)}{\partial x_k} = \rho P_{ij} + \rho \Phi_{ij} - \rho \varepsilon_{ij} \frac{l_{RANS}}{l_{DDES}} + \rho D_{ij}. \quad (3)$$

Линейный масштаб турбулентности выбирается таким образом, чтобы в каждой точке пространства для всех уравнений переноса определялась либо RANS, либо LES область (4):

$$l_{RANS} = \max \left(\frac{R_{ii}^{1/2}}{\beta^* \omega} \right). \quad (4)$$

В качестве DES составляющей используется усиленная модель DES (EDES) [28]. Данная модификация позволяет учитывать развитие естественной неустойчивости Кельвина –

Гельмгольца в пограничном слое и более точно моделирует развитие трехмерной турбулентности (за счет значительного ускорения перехода к двухмерной и потом к трехмерной турбулентной структуре в пограничном слое), что особенно важно при моделировании струйных течений.

В подходах DES для вычисления подсеточного масштаба турбулентности используется константа C_{DES} . Константа C_{DES} , входящая в модель отсоединенных вихрей, должна быть откалибрована, чтобы метод DES правильно имитировал прямой энергетический каскад от крупных вихрей к мелким вихрям. Калибровка осуществляется на классической задаче о затухании однородной изотропной турбулентности [29], в которой происходит подбор такого значения величины C_{DES} , при котором расчетный спектр разрешенной кинетической энергии турбулентности наилучшим образом совпадает с экспериментальными данными и подчиняется закону Колмогорова $E \sim \kappa^{-5/3}$ в инерционном диапазоне волновых чисел.

Более подробное описание метода отсоединенных вихрей на основе модели турбулентности SSG/LRR- ω можно найти в [19].

Расчет обтекания прямоугольной каверны турбулентным трансзвуковым потоком

В данной задаче рассматривается трансзвуковое обтекание прямоугольной каверны M219 на плоской пластине, экспериментально исследовавшийся в работе [30] и являющееся популярным тестом для нестационарных подходов к моделированию турбулентности и оценке уровня пульсаций давления (шума) [3130].

При определенных условиях и геометрии каверны в ней реализуется течение, в котором слой смешения, формирующийся при отрыве пограничного от переднего края каверны, теряет устойчивость и взаимодействует с ее задней стенкой. В результате, в каверне возникают самоподдерживающиеся осцилляции давления, которые могут приводить к наличию интенсивных пиков в спектре генерируемого ею аэродинамического шума. Типичными примерами течений рассматриваемого типа являются обтекание «колодца» шасси самолета и грузовых отсеков для хранения ракет, в которых нестационарные акустические нагрузки могут приводить к разрушению конструкции из-за усталостных напряжений. По этой причине, основной интерес при расчете данного течения представляют его нестационарные характеристики, в первую очередь, нестационарные поля давления на стенках каверны.

Для решения задачи была построена неструктурированная сетка, состоящая из усеченных шестигранников и содержащая 6.2 млн. ячеек, размер грани ячейки в структурированной подобласти 2 мм, толщина первой ячейки пограничного слоя составляет 1 мкм для обеспечения условия $y^+ < 1$.

Для моделирования обтекания в качестве параметров невозмущенного потока, набегающего на каверну, выбраны следующие значения: $P_\infty = 62100$ Па, $T_\infty = 266.53$ К, $M_\infty = 0.85$, что соответствует числу Рейнольдса $Re = 1.347 \times 10^7$. Расчет проводился с использованием моделями турбулентности SA/EDDES, SST/EDDES и SSG/LRR- ω /EDDES.

Для оценки точности полученных данных проводится сравнение численных результатов и экспериментальных данных интегральных уровней пульсаций давления по координате x на дне каверны в точках мониторинга. На рис. 1 приводятся сравнение результатов уровней звукового давления в точках мониторинга, полученных по ПК ЛОГОС, с экспериментальными данными.

Из представленных графиков видно, что максимумы частотных спектров, полученные в результате расчетов с использованием моделей турбулентности SA/EDDES, SST/EDDES и SSG/LRR- ω /EDDES, совпадают между собой и хорошо согласуются с экспериментальными данными по частоте и уровню воздействия.

Другой оценкой в данном случае является распределение интегрального уровня пульсаций давления (OASPL) в точках мониторинга, приводимое на рис. 2.

По уровню OASPL отличия результатов расчетов, полученные в ПК ЛОГОС, от экспериментальных данных не превышает 1.5 %.

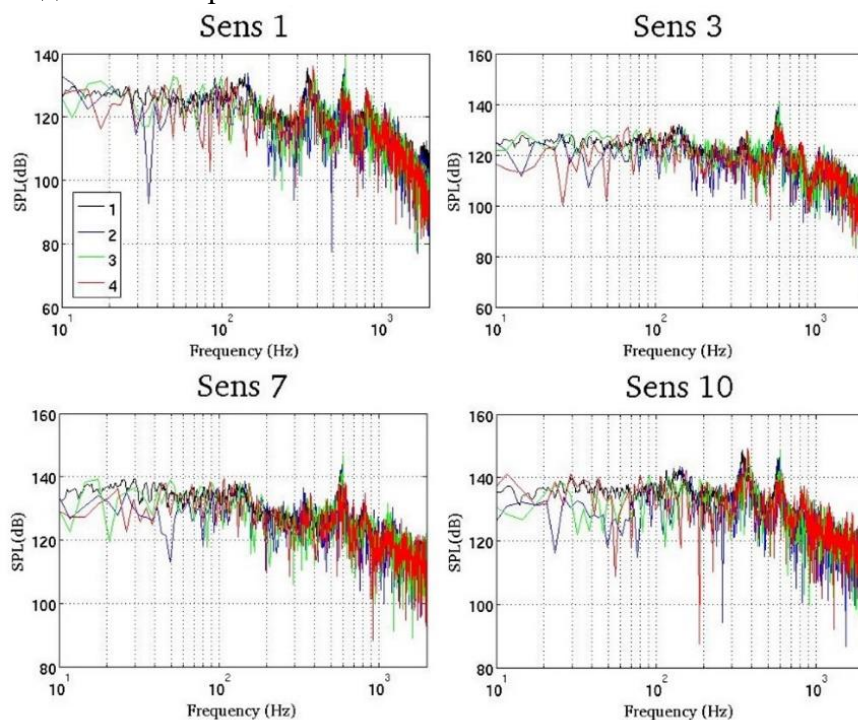


Рис. 1. Спектр звукового давления:

1 – экспериментальные данные [30], 2 – SA/EDES, 3 – SST/EDES, 4 – SSG/LRR- ω /EDES

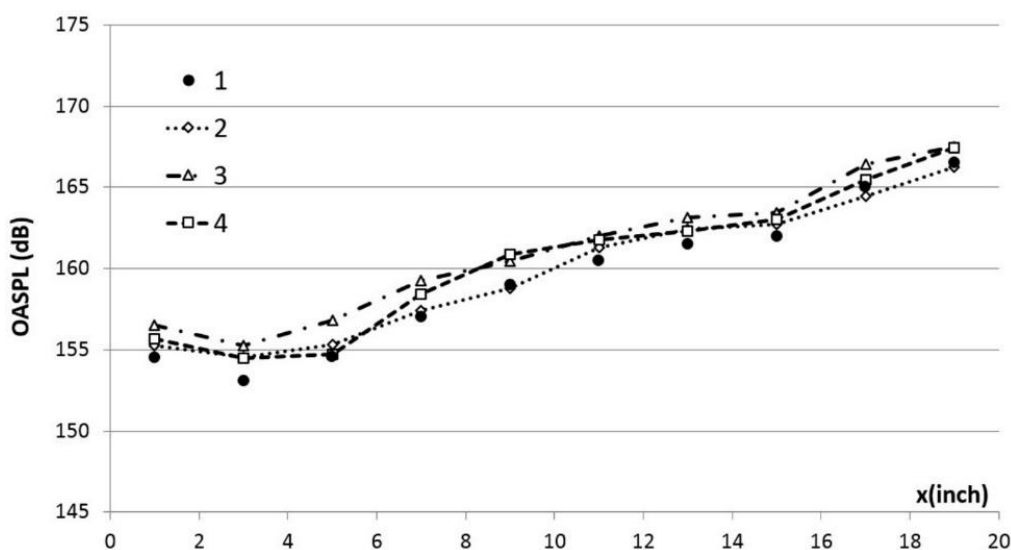


Рис. 2. Интегральный уровень пульсаций давления:

1 – экспериментальные данные [30], 2 – SA/EDES, 3 – SST/EDES, 4 – SSG/LRR- ω /EDES

Расчет характеристик осесимметричного сопла SMC000

Проведен нестационарный расчет истечения холодной струи из осесимметричного суживающего реактивного изолированного сопла SMC000 с непрерывным контуром [33, 34]. В расчете оценивались потеря безразмерной скорости вдоль центральной оси струи и распределение максимальных пульсаций продольной компоненты скорости на оси струи. Приведено сравнение результатов с экспериментальными данными [33-35] и результатами расчетов с использованием модели RANS/ILES, опубликованными в [32].

Для решения задачи построена гексагональная блочно-структурированная сетка с 23.6 млн. ячеек. Сетка имеет сгущение к стенкам сопла с целью выполнения критерия $y^+ \leq 1$ для первой пристеночной ячейки. В рамках подхода DES пограничный слой разрешался в RANS приближении. Толщина пограничного слоя составила $0.03De$, где De – диаметр критического сечения сопла.

В качестве начальных условий в сопле взяты параметры вязкого сжимаемого газа с числом Маха $M = 0.98$ при значении $Re = 1.2 \times 10^6$. Давление и температура в точке торможения: $P_0 = 186000$ Па и $T_0 = 300$ К.

В расчетах использовались вихреразрывающие модели EDES на основе моделей турбулентности SA, SST и SSG/LRR- ω .

Из рисунков видно, что уже вблизи среза сопла формируется вихревой характер течения. С кромки сопла срываются вихри, близкие к регулярным структурам, поэтому на начальном участке наблюдается ламинарное смешение потока. На расстоянии одного калибра сопла вихри разрушаются и переходят в турбулированную структуру течения. Распределение мгновенного поля тензора завихренности дает качественное представление о трансверсальном растекании струи вниз по потоку – происходит растекание пристеночной струи вдоль плоскости в направлении, перпендикулярном основному течению.

На рис. 3 представлено распределение безразмерной скорости U/U_j на оси струи. На графиках приведены результаты расчетов с использованием моделей SA/EDES и SSG/LRR- ω /EDES, а также экспериментальные данные [33, 34] и результаты расчетов с использованием модели RANS/ILES [32].

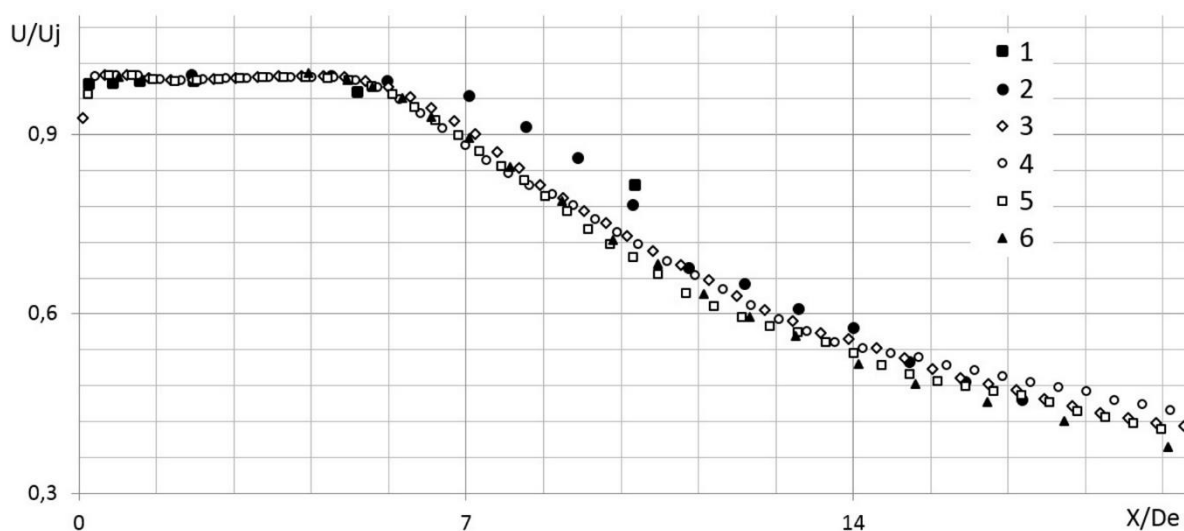


Рис. 3. Распределение безразмерной скорости U/U_j на оси струи:
1, 2 – экспериментальные данные [33, 34], 3 – SA/EDES;
4 – SST/EDES, 5 – SSG/LRR- ω /EDES, 6 – RANS/ILES [32]

Из графика безразмерной скорости на оси струи, видно, что результаты расчета с помощью моделей SA/EDES, SST/EDES и SSG/LRR- ω /EDES хорошо согласуются между собой и с результатами, полученные RANS/ILES модели.

На рис. 4 приведен график пульсаций продольной компоненты скорости на оси струи.

Максимум пульсаций продольной скорости на оси струи для всех моделей турбулентности достигается приблизительно одновременно, на 3-4 калибра сопла раньше, чем в эксперименте [35]. Согласие результатов расчетов между разными вихреразрывающими моделями турбулентности обусловлено тем, что область RANS практически отсутствует, и качество решения зависит от того, как разрешается отрывное течение. В то время как, в отрывной зоне работает подсеточная модель турбулентности LES.

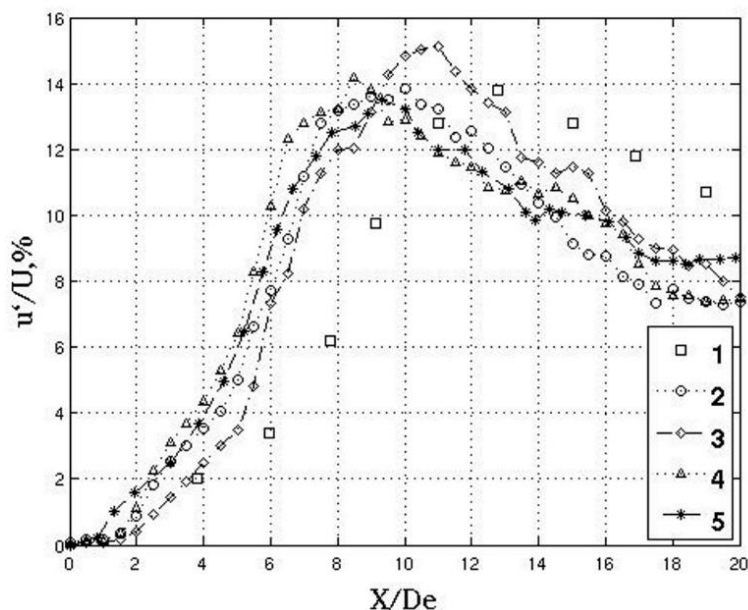


Рис. 4. Распределение пульсаций продольной скорости на оси струй:
 1 – экспериментальные данные [35], 2 – SA/EDES; 3 – SST/EDES,
 4 – SSG/LRR- ω /EDES, 5 – RANS/ILES [32]

Расчет обтекания тандема цилиндров

В последнее время аэродинамические шумы от фюзеляжа, в частности от выпущенных стоек шасси, стали основными источниками шума на этапе посадки летательных аппаратов. Одним из тестовых примеров при численном моделировании ближнего и дальнего акустических полей обтекания стойки шасси является обтекание тандема цилиндров. Экспериментальные исследования этой задачи были выполнены в Basic Aerodynamic Research Tunnel (BART) [36-38] и в Quiet Flow Facility (QFF) [39]. Экспериментальные данные широко обсуждаемы в работе [40, 41].

Для расчетов выбрана следующая постановка задачи: диаметры цилиндров $D = 0.05715$ м, расстояние между цилиндрами $L = 3.7D$, длина цилиндров по третьей координате составляет $3.7D$. Параметры набегающего потока соответствуют числу $Re = 1.66 \times 10^5$ при числе Маха $M = 0.128$. Микрофоны располагаются на расстоянии около $30D$ от обтекаемых цилиндров. На рис.5 представлена используемая в расчете сетка с усеченными шестигранниками. Ячейки с наименьшим размером сосредоточены в области между цилиндрами, в которой размер грани составляет 0.8 мм. Всего построенная модель содержит приблизительно 30 млн. ячеек. В качестве осредненных характеристик на рис. 5 и рис. 6 приводятся распределения осредненного коэффициента давления на цилиндрах, а также осредненной продольной скорости за ними соответственно.

Из рис. 5 видно, что результаты осредненного коэффициента давления на поверхностях цилиндра, полученные в расчете ближе к эксперименту BART, однако пиковые значения на втором цилиндре по потоку занижены. На рис. 6 показано хорошее согласие значений осредненной продольной скорости между двумя цилиндрами с экспериментальными данными. Отклонение от экспериментальных данных на рис. 6, по-видимому, обусловлено быстрым ростом размеров ячеек.

На рис. 7 приводятся спектры акустического давления в точках мониторинга. Точки мониторинга располагаются на поверхности цилиндра в азимутальном направлении.

Акустические нагрузки в дальнем поле в виде спектра пульсаций давления, зафиксированного микрофонами, приводятся на рис. 8.

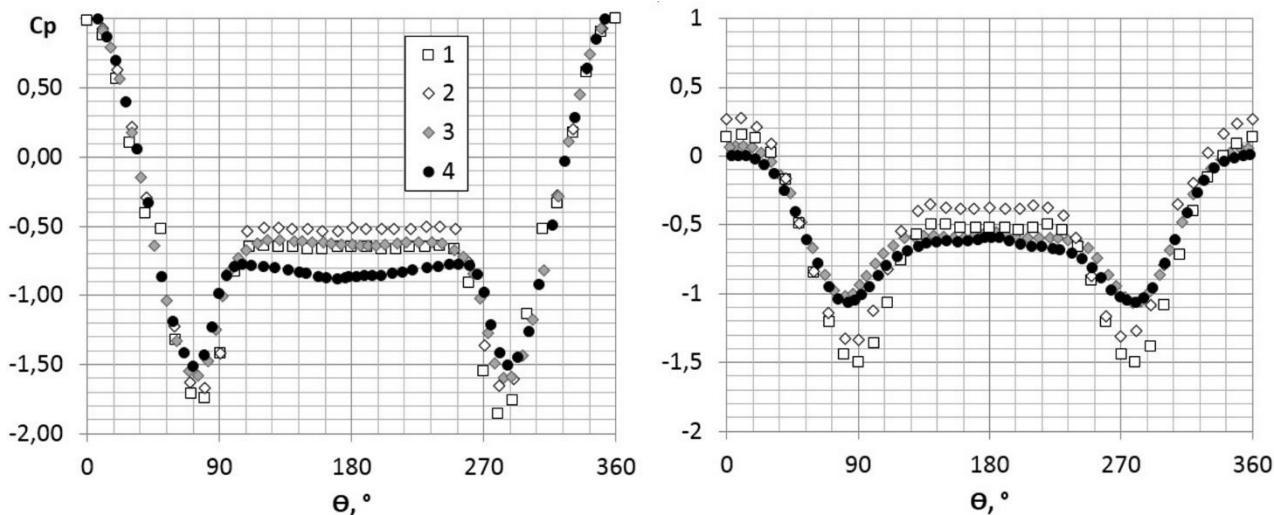


Рис. 5. Распределение осредненного коэффициента давления на первом (слева) и втором (справа) цилиндре вниз по потоку:
 1 – экспериментальные данные BART,
 2 – экспериментальные данные QFF; 3 – SSG/LRR- ω /EDES; 4 – SST/EDES

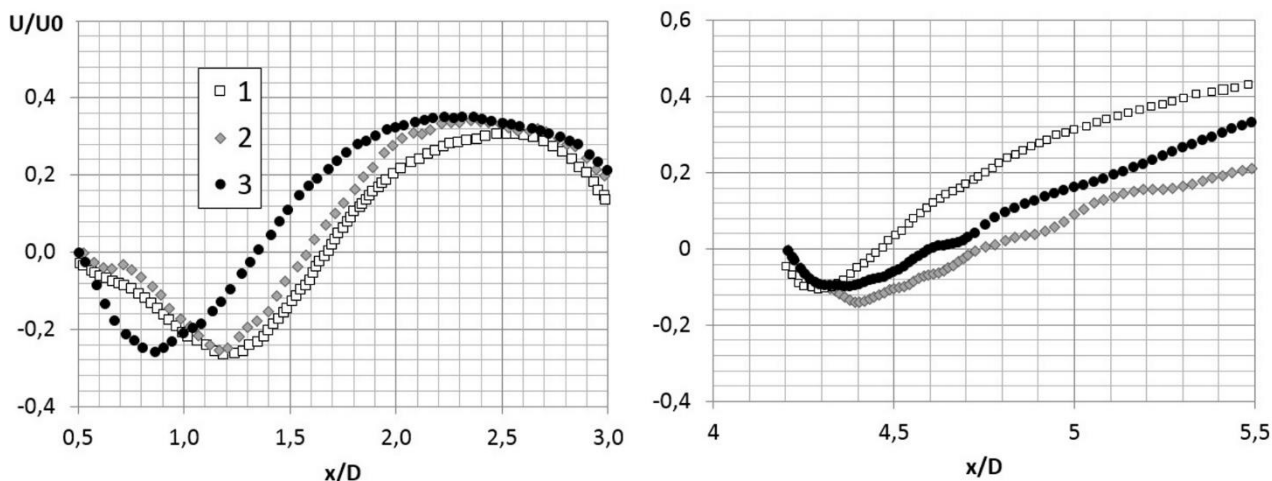


Рис. 6. Распределение безразмерной осредненной продольной скорости за первым (слева) и вторым (справа) цилиндром вниз по потоку:
 1 – экспериментальные данные BART, 2 – SSG/LRR- ω /EDES; 3 – SST/EDES

Видно, что на всех рисунках уровень пульсаций давления, взаимное положение спектральных максимумов и наклоны спектров, полученных в расчете с моделью SSG/LRR- ω /EDES, хорошо согласуется с экспериментальными данными. На всех рисунках положения спектральных максимумов, полученные с помощью модели SST/EDES, смещены относительно экспериментальных данных. В то же время результаты, полученные с использованием модели SSG/LRR- ω /EDES, хорошо согласуются с экспериментальными данными по частоте и уровню воздействия.

Заключение

При обтекании каверны получено, что максимумы частотных спектров, полученные в результате расчетов с использованием моделей турбулентности SSG/LRR- ω /EDES, хорошо согласуются с экспериментальными данными по частоте и уровню воздействия. По уровню OASPL отличия результатов расчетов, полученные в ПК ЛОГОС, от экспериментальных данных не превышает 1,5 %.

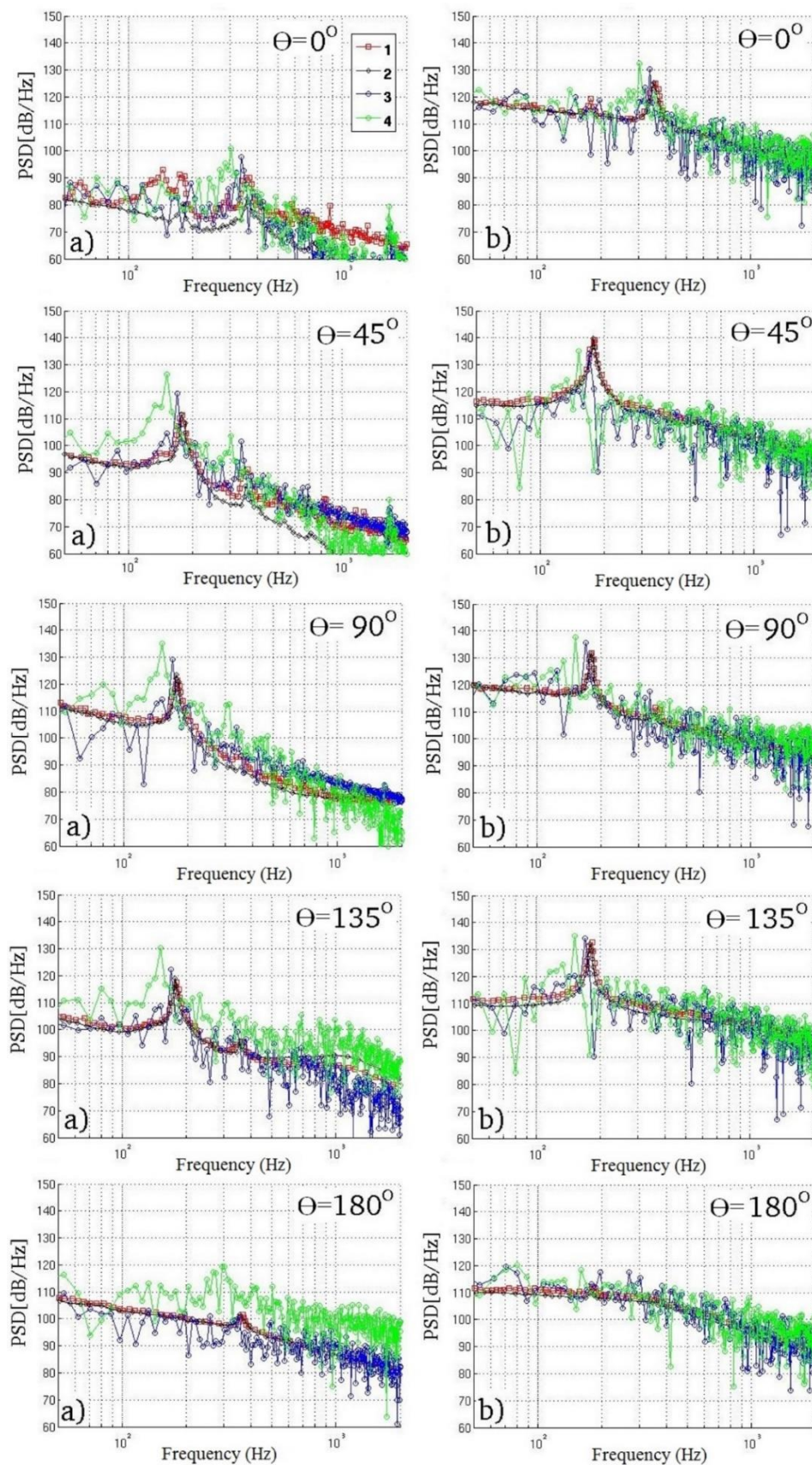


Рис. 7. Спектр давления на поверхности первого (слева) и второго цилиндров (справа) вниз по потоку:

1 – экспериментальные данные BART,

2 – экспериментальные данные QFF; 3 – SSG/LRR- ω /EDES; 4 – SST/EDES

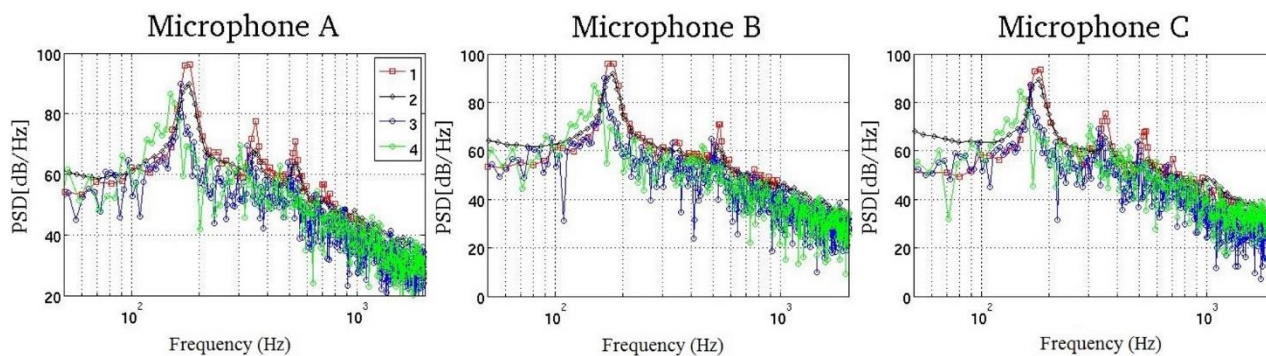


Рис. 8. Спектр акустического давления в точках мониторинга:
 1 – экспериментальные данные BART, 2 – экспериментальные данные QFF;
 3 – SSG/LRR- ω /EDES; 4 – SST/EDES

В задаче истечения холодной струи из сопла получено, что максимум пульсаций продольной скорости на оси струи для всех моделей турбулентности достигается приблизительно одновременно, на 3-4 калибра сопла раньше, чем в эксперименте.

В задаче обтекания тандемов цилиндров получено, что уровень пульсаций давления, взаимное положение спектральных максимумов и наклоны спектров, полученных в расчете с моделью SSG/LRR- ω /EDES в точках мониторинга, хорошо согласуется с экспериментальными данными по частоте и уровню воздействия.

Для исследования применимости моделирования характеристик нестационарных отрывных турбулентных течений и генерируемых ими акустических полей с использованием вихререзающей модели турбулентности на базе модели SSG/LRR- ω приводятся характерные задачи с отрывными течениями, которые являются своего рода Benchmark (эталонными тестами) для данного класса задач. На данных задачах показано, что результаты, полученные с помощью модели SSG/LRR- ω /EDES, хорошо согласуются с результатами расчетов, полученных с использованием известных вихререзающих моделей на основе моделей SA и SST, и с экспериментальными данными, что говорит о применимости модели SSG/LRR- ω /EDES для расчета данного класса задач.

Представленные результаты получены при поддержке гранта Президента РФ по государственной поддержке ведущих научных школ РФ НШ-2485.2020.5.

Библиографический список

1. **Гарбарук, А.В.** Современные подходы к моделированию турбулентности / А.В. Гарбарук, М.Х. Стрелец, А.К. Травин, М.Л. Шур. – СПб: Изд-во Политех. Ун-та, 2016. – 234 с.
2. **Strelets, M.** Detached eddy simulation of massively separated flow / M. Strelets // AIAA Paper № 0879, 2001.
3. **Козелков, А.С.** Моделирование турбулентных течений вязкой несжимаемой жидкости на неструктурированных сетках с использованием модели отсоединенных вихрей / А.С. Козелков, В.В. Курулин, О.Л. Пучкова, Е.С. Тятюшкина // Математическое моделирование. – 2014. – Т. 26. – №8. – С. 81-96.
4. **Козелков, А.С.** Численная схема для моделирования турбулентных течений несжимаемой жидкости с использованием вихререзающих подходов / А.С. Козелков, В.В. Курулин // Вычислительная математика и математическая физика. – 2015. – Т. 55. – № 7. – С. 135-146.
5. **Spalart, P.R.** A new version of detached – eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities / P.R. Spalart, S. Deck, M.L. Shur, K.D. Squires, M. Strelets, A. Travin // Theoretical and computational fluid dynamics. – 2006. – V. 20. – № 3, – P. 181-195.

6. **Spalart, P.R.** Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach / P.R. Spalart, W.H. Jou, M. Strelets, S.R. Allmaras // Proceedings of first AFOSR international conference on DND/LES, 1997.
7. **Garbaruk, A.** Jet noise computation based on enhanced DES formulations accelerating RANS-TO-LES transition in free shear layers / A. Garbaruk, M. Shur, P.R. Spalart, M. Strelets // Proceedings of the Third International Workshop «Computational Experiment in Aeroacoustics» Sept. 24-27, 2014, Svetlogorsk, Russia, – P. 123-127.
8. **Travin, A.** Physical and numerical upgrades in the detached-eddy simulation of complex turbulent flows / A. Travin, M. Shur, M. Strelets, P.R. Spalart // Fluid Mechanics and its Application, V.65. Advances in LES of Complex Flows, R. Friedrich, W. Rodi, (editors) / Proceedings of Euromech Coll. 412. Kluwer-Boston-London, 2002, – P. 239-245.
9. **Probst, A.** Detached – eddy simulation of aerodynamic flow using a Reynolds – stress background model and algebraic RANS/LES sensor / A. Probst, R. Radespiel, T. Knopp // AIAA Paper № 3206, 2011.
10. **Travin, A.** Physical and numerical upgrades in the detached-eddy simulation of complex turbulent flows / A. Travin, M. Shur, M. Strelets, P.R. Spalart // Fluid Mechanics and its Application, V.65. Advances in LES of Complex Flows, R. Friedrich, W. Rodi, (editors) / Proceedings of Euromech Coll. 412. Kluwer-Boston-London, 2002, – P. 239-245.
11. **Probst, A.** Detached – eddy simulation of aerodynamic flow using a Reynolds – stress background model and algebraic RANS/LES sensor / A. Probst, R. Radespiel, T. Knopp // AIAA Paper № 3206, 2011.
12. **Schmidt, S.** Detached Eddy Simulation of Flow around an Airfoil / S. Schmidt, F. Thiele // Flow, Turbulence and Combustion. – 2003. – V. 71. – P. 261-278,
13. **Стрелец, М.Х.** Метод моделирования отсоединенных вихрей для расчета отрывных турбулентных течений: предпосылки, основная идея и примеры применения / М.Х. Стрелец, А.К. Травин, М.Л. Шур, Ф.П. Спаларт // Научно-технические ведомости 2' 2004 «Проблемы турбулентности и вычислительная гидродинамика (к 70-летию кафедры «Гидроаэродинамика»)».
14. **Wokoeck, R.** RANS Simulation and Experiments on the Stall Behaviour of an Airfoil with Laminar Separation Bubbles / R. Wokoeck, N. Krimmelbein, R. Radespiel, V. Ciobaca, A. Krumbein // AIAA Paper № 0244, 2006.
15. **Wilcox, D.C.** Reassessment of the scale-determining equation for advanced turbulence model / D.C. Wilcox // AIAA Journal. – 1988. – V. 26(11). – P. 1299-1310.
16. **Cecora, R.-D.** Differential Reynolds stress modeling for aeronautics / R.-D. Cecora, B. Eisfeld, A. Probst, S. Crippa, R. Radespiel // AIAA Paper № 0465, 2012.
17. **Jakirlic, S.** A new approach to modeling near – wall turbulence energy and stress dissipation / S. Jakirlic K. Hanjalic // Journal of fluid mechanics. – 2002. – V. 459. – P. 139-166.
18. **Menter, F.R.** Explicit Algebraic Reynolds Stress Models for Anisotropic Wall-Bounded Flows / F.R. Menter, A.V. Garbaruk, Y. Egorov // Journal of Computational Physics. – 2011. – V. 3. – P. 89-104.
19. **Жучков, Р.Н.** Объединение дифференциальной модели рейнольдсовых напряжений SSG/LRR- ω с моделями отсоединенных вихрей и ламинарно-турбулентного перехода / Р.Н. Жучков, А.А. Уткина // Известия РАН. Механика жидкости и газа. – 2016. – Т. 51. – № 6. – С. 25-35.
20. **Deryugin, Yu.N.** Specific features of the chimera calculation methodology implemented for unstructured grids / Yu.N. Deryugin, A.V. Sarazov, R.N. Zhuchkov // Mathematical Model and Computer Simulations. – 2017. – V. 9. – Issue 5. – P. 587-597.
21. **Галанов, Н.Г.** Моделирование теплокомфорта человека средствами программного комплекса ЛОГОС / Н.Г. Галанов, Р.Н. Жучков // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Математическое моделирование физических процессов. – 2018. – № 2. – С. 62-71.
22. **Deryugin, Yu.N.** On flow field of the system of supersonic jets in the Mars atmosphere / Yu.N. Deryugin, D.K. Zelensky, R.N. Zhuchkov, Y.V. Yemelyanova, G.A. Pavlov, A.L. Smirnov // International Journal of Heat and Mass Transfer. – 2019. – V. 134. – P.1084-1090.
23. **Стрелец, Д.Ю.** Исследование трансзвукового обтекания летательных аппаратов с использованием различных численных моделей турбулентности / Д.Ю. Стрелец, А.В. Корнев, А.С. Козелков, Д.А. Останко, А.А. Уткина // Журнал «Полет». – 2017. – № 9-10. – С. 12-19.
24. **Уткина, А.А.** Применение схемы с гибридной диссипацией в решении задач вычислительной аэроакустики / А.А. Уткина, Р.Н. Жучков, Ю.Н. Дерюгин, Я.В. Емельянова // Журнал Вычислительной математики и математической физики. – 2018. – Т 58, – № 9. – С. 1478-1487.
25. **Погосян, М.А.** Применение отечественных суперкомпьютерных технологий для создания перспективных образцов авиационной техники / М.А. Погосян, Е.П. Савельевских, Р.М. Шагалиев,

- А.С. Козелков, Д.Ю. Стрелец, А.А. Рябов, А.В. Корнев, Ю.Н. Дерюгин, В.Ф. Спиридонов, К.В. Циберев // Журнал ВАИТ, сер. Математическое моделирование физических процессов. – 2013. – Вып. 2. – С. 3-17.
26. **Betelin, V.B.** Mathematical simulation of hydrogen–oxygen combustion in rocket engines using LOGOS code / V.B. Betelin, R.M. Shagaliev, S.V. Aksenov, I.M. Belyakov, Yu.N. Deryugin, A.S. Kozelkov, D.A. Korchazhkin, V.F. Nikitin, A.V. Sarazov, D.K. Zelenskiy // *Acta Astronautica*. – 2014. – V. 96. – P. 53–64.
27. **Menter, F.R.** Zonal two – equation $k - \omega$ turbulence models for aerodynamic flows / F.R. Menter // AIAA Paper № 2906, 1993.
28. **Garbaruk, A.** Jet noise computation based on enhanced DES formulations accelerating RANS-TO-LES transition in free shear layers / A. Garbaruk, M. Shur, P.R. Spalart, M. Strelets // Proceedings of the Third International Workshop «Computational Experiment in Aeroacoustics» Sept. 24-27, 2014, Svetlogorsk, Russia. – P. 123-127.
29. **Comte-Bellot, G.** Simple Eulerian time correlation of full- and narrow-band velocity signals in grid-generated, isotropic turbulence / G. Comte-Bellot, S. Corrsin // *Journal of Fluid Mechanics*. – 1971. – V. 48, – No. 2, – P. 273-337.
30. **Henshaw, M. J. de C.** M219 cavity case. In: «Verification and validation data for computational unsteady aerodynamics» / M.J. de C. Henshaw. – P. 453-472, Tech. Rep. RTO-TR-26, AC/323(AVT)TP/19, QinetiQ, UK, 2002.
31. **Haase, W.** DESider – A European Effort on Hybrid RANSLES Modelling / W. Haase, M. Braza, A. Revell // Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. – V. 103, Springer, 2009.
32. **Benderskiy, L.A.** Investigation of flow parameters and noise of subsonic and supersonic jets using RANS/ILES high resolution method / L.A. Benderskiy, D.A. Lyubimov // Proceedings of 29th congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Sept. 7-12, St. Petersburg, Russ., 2014.
33. **Bridges, J.** Parametric Testing of Chevrons on Single Flow Hot Jets / J. Bridges, C.A. Brown // AIAA Paper № 2824, 2004.
34. **Liu, J.** Large-Eddy Simulations of a supersonic heated jet / J. Liu, K. Kailasanath, D. Munday, H. Nick, E. Gutmark // AIAA Paper № 2884, 2011.
35. **Bridges, J.** Establishing Consensus Turbulence Statistics for Hot Subsonic Jets / J. Bridges, M. Wernet // AIAA Paper № 3751, 2010.
36. **Jenkins, L.N.** Characterization of unsteady flow structures around tandem cylinders for component interaction studies in airframe noise / L.N. Jenkins, M.R. Khorrami, M.M. Choudhari, C.B. McGinley // AIAA Paper 2005-2812, 2005.
37. **Jenkins, L.N.** Measurements of unsteady wake interference between tandem cylinders / L.N. Jenkins, D.H. Neuhart, McGinley C. B., Khorrami M.R. // AIAA Paper 2006-3202, 2006.
38. **Neuhart, D.H.** Measurements of the flowfield interaction between tandem cylinders / D.H. Neuhart, L.N. Jenkins, M.M. Choudhari, M.R. Khorrami // AIAA Paper 2009-3275, 2009.
39. **Hutcheson, F.V.** Noise radiation from single and multiple rod configurations / F.V. Hutcheson, T.F. Brooks // AIAA Paper 2006-2629, 2006.
40. **Lockard, D.P.** Summary of the tandem cylinder solutions from the benchmark problem for airframe noise computations-I workshop / D.P. Lockard // AIAA Paper 2011-353, 2011
41. **Bres, G.A.** Flow and noise predictions for the tandem cylinder aeroacoustic benchmark / G.A. Bres, D. Freed, M. Wessels, S. Noeltiing, F. Perot // *Journal Physics of Fluids*. – 2012. – V. 24(3). – P. 036101-1-25.

*Дата поступления
в редакцию: 18.05.2020*

A.A. Utkina^{1,2}

**SSG/LRR- ω RSM MODEL APPLICATION
FOR TRANSITIONAL DETACHED FLOW MODELLING**

Russian Federal Nuclear Center – All-Russian Research Institute of Experimental Physics
(RFCN–VNIIEF)¹

Nizhny Novgorod State Technical University n.a. R.E. Alekseev²

Purpose: This paper discusses results of a numerical investigation of unsteady separated turbulent flows' characteristics modeling and the acoustic fields generated by them using a detached-eddy turbulence model based on the SSG/LRR- ω model.

Design/methodology/approach: The study is based on the SSG/LRR- ω /EDES model which combines the detached-eddy model (EDES) with the SSG/LRR- ω model.

Results: The numerical simulations of benchmarks with separated flows were carried out. It was shown that the results obtained using the SSG/LRR- ω /EDES model are in good agreement with the experimental data and with the calculations results obtained using the known detached-eddy turbulence models based on SA and SST models.

Area of applicability: The specifics of unsteady separated turbulent flows characteristics modeling and the acoustic fields generated by them using a detached-eddy turbulence model based on the SSG/LRR- ω model.

Key words: SSG/LRR- ω RSM turbulence model, detached-eddy simulation, SSG/LRR- ω /EDES, cavity M219, jet SMC000, tandem cylinder.