

УТВЕРЖДАЮ

Первый проректор
Санкт-Петербургского политехнического
университета Петра Великого
член-корреспондент РАН



В. В. Сергеев

» октября 2021 года

ОТЗЫВ ВЕДУЩЕЙ ОРГАНИЗАЦИИ

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
«Санкт-Петербургский политехнический Университет Петра Великого»
на диссертацию Шорстова Виктора Александровича
«Разработка метода расчета шума элементов авиационных силовых установок с
использованием зонного RANS-IDDES подхода»,
представленную на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук по
специальности 1.1.9 (01.02.05) – «Механика жидкости, газа и плазмы»

Диссертация В. А. Шорстова посвящена разработке эффективного (обеспечивающего приемлемую для практики точность и в то же время не слишком ресурсоемкого) инструмента для численного решения задач аэродинамики и аэроакустики авиационных силовых установок. Аэродинамическая часть созданной в результате вычислительной системы базируется на использовании гибридной вихреразрешающей модели для описания турбулентных течений RANS – IDDES. Реализация этой модели осуществляется с помощью численного метода, включающего ряд существенных модификаций известной явной монотонной схемы пятого порядка точности для интегрирования уравнений газовой динамики (Monotonicity Preserving - MP5 схема). Наконец, для решения аэроакустической части задачи (расчет шума, генерируемого турбулентным потоком) используется либо метод Фокса Вильямса – Хоукинга (FW-H), либо - при решении задачи о расчете шума вентилятора авиационного двигателя - специальный пост-процессинг нестационарных полей параметров потока в его проточной части.

В диссертации представлены результаты решения как относительно простых задач аэродинамики и аэроакустики, которые служат базой для оценки точности расчетов, обеспечиваемой разработанной вычислительной системой, так и результаты решения весьма сложных прикладных задач, непосредственно связанных с расчетом шума элементов силовых установок авиационных двигателей и представляющих большой практический интерес.

Основная часть диссертации включает введение, пять глав и заключение, изложенных на 132 страницах, включая 113 рисунков и 8 таблиц. Список цитируемой литературы содержит 66 источников.

Во Введении обосновывается актуальность темы исследования, связанная с непрерывным ужесточением международных норм по уровню шума гражданских самолетов. Отмечается, что значительная часть этого шума генерируется элементами силовых установок, обсуждаются известные пути его снижения и возникающие при этом проблемы. Подчеркивается, что одна из этих проблем состоит в отсутствии надежных и экономичных (реализуемых с помощью доступных в настоящее время вычислительных ресурсов) математических моделей и методов решения соответствующих задач аэроакустики. Далее представлен краткий обзор таких моделей и методов, существующих в настоящее время, за которым следуют формулировки вытекающих из него цели и задач диссертационного исследования, перечисление полученных в его ходе новых научных результатов, оценка их практической значимости и основные положения, выносимые на защиту.

Первая глава диссертации посвящена описанию вычислительных аспектов разработанной вычислительной системы (§ 1.1) и подходов, используемых в диссертации для описания турбулентности (раздел § 1.2).

В разделе 1.1.1 представлены три модификации известной явной конечноразностной схемы MP5, выбранной в качестве базовой на основе обзора литературы. Эти модификации ориентированы на повышение экономичности и точности базового метода при проведении расчетов турбулентных течений в рамках зонных RANS-LES моделей турбулентности. Первая модификация (раздел 1.1.3) обеспечивает повышение устойчивости метода MP5 в зоне RANS за счет использования частично неявной схемы, а вторая (§ 1.1.5) - снижение численной диссипации метода MP5 в зоне LES (это достигается путем использования взвеси противопоточной и центрально-разностной аппроксимаций невязких потоков с автоматическим определением веса). Наконец, третья модификация состоит в использовании альтернативного способа реконструкции параметров потока на гранях ячеек сетки, за счет чего достигается повышение точности расчета в обеих зонах (§ 1.1.4).

В качестве вихререшающей модели турбулентности автором выбрана модель Improved Delayed DES, которая была предложена в 2008 г. и в настоящее время широко применяется для расчета самых разнообразных присоединенных и отрывных турбулентных течений. При этом отдано предпочтение зонному подходу, в рамках которого данная модель используется только в априори заданной подобласти потока, где необходимо определение его пульсационных параметров, а в остальной его части для экономии вычислительных ресурсов используется традиционное RANS моделирование турбулентности. Для ускорения формирования разрешенной турбулентности на RANS-IDDES интерфейсе используется

предложенный сравнительно недавно, но уже достаточно хорошо апробированный объемный генератор синтетической турбулентности (VSTG), а для сокращения так называемой серой области в оторвавшихся слоях смешения - адаптированный к слоям смешения подсеточный масштаб Δ_{SLA} . В диссертации для одной из задач «стандартная» версия VSTG [21] была модифицирована (см. далее). Наконец, в качестве базовой RANS модели используется однопараметрическая модель Спаларта–Аллмараса (SA модель).

Во второй главе представлены результаты калибровки LES ветви описанной в главе 1 вычислительной системы (§ 2.1) и ее тестирования применительно к безотрывным турбулентным течениям (§ 2.2).

Калибровка выполнена путем сопоставления результатов расчетов, полученных с помощью различных вариантов схемы MP5 при решении классической задачи о вырождении однородной изотропной турбулентности, с экспериментальными данными Comte-Bellot и Corrsin. В результате установлено, что наилучшее согласование с экспериментом достигается при использовании гибридной (взвешенной) схемы.

Для тестирования системы с ее помощью были проведены расчеты установившегося турбулентного течения в плоском канале при числах $Re_\tau = 400$ и 2400. Сравнение полученных при этом результатов с аналогичными результатами работы Gritskevich, Garbaruk, Schütze, Menter, полученными с помощью IDDES на основе $k-\omega$ SST RANS модели Menter'a, показало их практически полное совпадение.

В Третьей главе на примере той же задачи продемонстрирована возможность значительного сокращения вычислительных ресурсов, необходимых для ее решения, за счет использования так называемых пристеночных функций (§ 3.1) и увеличения размера шага используемой сетки по поперечной координате z (§ 3.2). Последнего удалось достигнуть путем замены выражения параметра α , который определяет положение между областями RANS в IDDES, на эмпирическую функцию от расстояния до обтекаемой поверхности, максимального шага используемой сетки и размеров продольного и поперечного шагов.

Показано, что использование пристеночных функций позволяет относительно безболезненно (без значительного снижения точности расчета) уменьшить вычислительные затраты в 2.5 - 3.5 раза, а использование модифицированного выражения для α позволяет увеличить размер поперечного шага до размера продольного, то есть увеличить его в два раза, что обеспечивает сокращение вычислительных ресурсов в три раза.

Четвертая глава посвящена тестированию разработанной методологии на примере решения четырех аэроакустических задач.

В частности, рассмотрены две задачи о расчете шума элементов планера, а именно, шума, генерируемого задней кромкой аэродинамического профиля NACA0012, при двух

числах Рейнольдса (§ 4.1 и 4.2). В первом случае ($Re=10^6$) пограничный слой на поверхности планера является полностью турбулентным, а во втором ($Re=2 \times 10^5$) в нем имеет место ламинарно-турбулентный переход, происходящий в отрывном пузыре (данная задача решена, по-видимому, впервые). Две другие задачи связаны с расчетом шума струй. В первой из них рассматривается осесимметричная дозвуковая струя (§ 4.3), а во второй - струя, истекающая из прямоугольного сопла (§ 4.4). Во всех случаях, за исключением последнего достигнуто удовлетворительное согласование полученных результатов с экспериментальными данными и/или с результатами расчетов других авторов.

Наконец, в **Пятой главе** диссертации представлены постановки и решения трех очень сложных аэроакустических задач, имеющих непосредственное отношение к шуму элементов авиационных двигательных установок (в этом смысле, данная глава является центральной главой работы). Первая из них (§ 5.1) связана с расчетом шума струй выходного устройств (ВУ) демонстратора сверхзвукового гражданского самолета (ДСГС), представляющего собой сопло прямоугольного сечения, расположенное между элементами разнесенного хвостового оперения самолета. Во второй задаче (§ 5.2) рассмотрена модель ВУ с секторным глушителем шума, а в третьей (§ 5.3) представлены результаты расчета шума ступени вентилятора авиационного ДТРД.

Во всех трех случаях достигнуто удовлетворительно согласование с экспериментальными данными ЦИАМ (§§ 5.1, 5.2) и с данными NASA (Source Diagnostic Test), полученными в NASA Glenn Research Center (§ 5.3), что свидетельствует о гибкости, экономичности и приемлемой для практических приложений точности разработанной в диссертации вычислительной системы. Следует также отметить, что анализ результатов расчетов ВУ ДСГС позволил предложить механизм появления в экспериментальных спектрах шума при докритических перепадах давления ярко выраженных пиков и их отсутствия сверхкритических перепадах. Кроме того, автором предложена новая (существенно более простая) схема интенсификации смешения выхлопных струй, которая, судя по результатам выполненных расчетов шума в дальнем поле, не уступает секторному ВУ по эффективности снижения шума и обеспечивает более высокий коэффициент тяги.

В Заключение сформулированы основные научные результаты диссертации.

Со стороны ведущей организации к диссертационной работе имеется ряд замечаний и вопросов.

1. Замечания общего характера

1.1. Текст диссертации содержит большое число стилистических погрешностей, зачастую затрудняющих понимание смысла написанного, а также неточных и «жаргонных» выражений.

1.2. Практически для всех рассмотренных в диссертации задач отсутствуют детали их математической постановки (четкая формулировка используемого подхода к описанию турбулентности (RANS, DES, IDDES или RANS-IDDES), конфигурация расчетных областей с указанием их размеров, начальные условия, типы границ и соответствующие граничные условия).

1.3. Легенды на некоторых рисунках не соответствуют их содержанию (например, в легендах на Рис. 2.5, 3.2 указаны неверные номера ссылок, а на Рис. 4.2 неправильно написана фамилия одного из авторов DNS). Кроме того, многие рисунки трудно воспринимаются из-за неудачного выбора цветов для отдельных кривых и/или цветовой гаммы, используемой для заливки полей. Часть используемых обозначений не расшифрована.

2. Частные замечания и вопросы

2.1. Обзор литературы по гибридным вихререзающим подходам к расчету турбулентных течений сосредоточен на подходах, базирующихся на методе DES, которые используются в диссертации. Однако в литературе существует ряд других гибридных подходов, например, SAS, PANS, PITM, различные версии WMLES и др. Хотя выбор DES-подобных методов представляется оправданным, его следовало бы обосновать во Введении.

2.2. Отсутствует ссылка на экспериментальные данные, с которыми сравниваются расчетные спектры на Рис. 2.1. Неясно, почему сравнение проводилось только для одного момента времени (в экспериментальной работе имеются данные для двух моментов)

2.3. Физическая трактовка процесса развития решения при расчете установившегося течения в плоском канале от произвольно заданного начального поля едва ли имеет смысл.

2.4. Используемый в работе для построения пристеночных функций «закон стенки» (соотношение (15)) ошибочно называется в диссертации «неравновесным». Неравновесным называется закон стенки, учитывающий наличие в потоке продольного градиента давления.

2.5. Вывод о том, что предложенные приемы, направленные на снижение требований к вычислительным ресурсам, необходимым для IDDES развитого течения в плоском канале, не приводят к снижению точности расчета, представляется слишком сильным. Базируясь на результатах Рис. 3.2, следовало бы сказать, что они «не приводят к значительному снижению точности расчета». Отметим также, что в профилях скорости, полученных автором, так же, как и в профилях из работы [56], с которыми они сравниваются, наблюдается хорошо известный дефект, а именно наличие двух сдвинутых относительно друг друга логарифмических слоев (“Log-layer mismatch”). В связи с этим более объективным было бы сравнение полученных результатов с результатами [55], в которых этот дефект практически отсутствует.

2.6. При анализе распределений трения, показанных на Рис. 4.4., наблюдается заметное отклонение результатов IDDES и RANS вверх по потоку от VSTG. В диссертации это явление

и его причины не обсуждаются. Кроме того, утверждение о том, что $RMS(C_p)$ не имеет заброса в зоне VSTG на сетках 1 и 2 не соответствует действительности.

2.7. Почему в разделе 4.2 не показано продольное распределение коэффициента трения $C_f(x)$, которое лучше всего иллюстрирует отрыв, переход к турбулентности и формирование развитого турбулентного пограничного слоя после присоединения к поверхности оторвавшегося сдвигового слоя?

2.8. Вывод о том, что при $Re=2 \cdot 10^5$ «шум задней кромки профиля NACA0012 существенно зависит от деталей турбулизации в отрыве ламинарного пограничного слоя вблизи кромки» непонятен. Возможно, автор имел в виду детали перехода к турбулентности в ламинарном отрывном пузыре.

2.9. Вывод о том, что диаграмма направленности и спектры в дальнем поле модельной струи, истекающей из круглого сопла с числом Маха 0.9, находятся в хорошем соответствии с расчетными данными, полученными в работе [47], представляется слишком сильным. Как видно из Рис. 4.14 и 4.15, спектры шума, излучаемого в направлениях с углами больше 120° и интегральный уровень шума в этих направлениях, полученные в двух расчетах, заметно (до 4 дБ) отличаются друг от друга.

2.10. Подпись к Рис. 4.18 неправильно отражает его содержание. На нем сравниваются поля числа Маха не для разных *сеток*, а для разных *струй*.

2.11. Геометрия ступени вентилятора, которая используется в расчетах, существенно упрощена по сравнению с реальной геометрией экспериментальной модели, используемой в SDT. Это делает сравнение с экспериментом не вполне корректным.

2.12. При расчете ступени вентилятора использование оригинальной формулировки VSTG [21] привело к неверным результатам (Рис. 5.18), что послужило стимулом к ее модификации (раздел 5.3.4, “Проблема VSTG генерации, встреченная в расчете, и ее решение”). Однако в работе [18] использование стандартной формулировки VSTG [21] при решении данной задачи не привело к каким-либо проблемам. Возможные причины указанного важного различия в диссертации не обсуждаются.

2.13. В диссертации отсутствует оценка погрешности, вносимой при использовании упрощенного подхода к расчету акустической мощности, опирающегося на результаты нестационарных расчетов только в одной плоскости (формулы (23)).

Высказанные замечания не носят принципиального характера и не влияют на общую положительную оценку диссертационной работы В.А. Шорстова. Тема работы, безусловно, актуальна и полностью соответствует специальности 1.1.9 (01.02.05) – Механика жидкости, газа и плазмы. Она содержит оригинальные результаты, касающиеся как

численного моделирования турбулентных течений, так и физических аспектов конкретных течений, которые являются значимыми для развития данной отрасли науки. Таким образом, можно заключить, что диссертация В.А. Шорстова представляет собой законченную научно-квалификационную работу, результаты которой свидетельствуют о способности автора самостоятельно ставить и решать сложные задачи механики жидкости и газа.

Работа прошла достаточно широкую апробацию на престижных отечественных конференциях, а ее наиболее значимые результаты опубликованы в рецензируемых научных изданиях из перечня ВАК. Автореферат диссертации отражает ее содержание и основные результаты.


На основании изложенного считаем, что работа удовлетворяет требованиям, предъявляемым к кандидатским диссертациям, а ее автор, Виктор Александрович Шорстов заслуживает присуждения ему ученой степени кандидата физико-математических наук по специальности 1.1.9 (01.02.05) – Механика жидкости, газа и плазмы.

Отзыв обсужден и одобрен на семинаре лаборатории «Вычислительная гидроаэроакустика и турбулентность» СПбПУ под руководством доктора физ.-мат. наук М.Х. Стрельца 20 октября 2021 года (протокол №7).

Заведующий лабораторией «Вычислительная гидроаэроакустика и турбулентность», доктор физико-математических наук, (специальность 01.02.05), профессор


Стрелец Михаил Хаимович

Ведущий научный сотрудник лаборатории «Вычислительная гидроаэроакустика и турбулентность» кандидат физико-математических наук (специальность 01.02.05)


Шур Михаил Львович

Данные об организации

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Санкт-Петербургский политехнический Университет Петра Великого» (СПбПУ)
Адрес: 195251, г. Санкт-Петербург, Политехническая улица, 29, Телефон: +7 (812) 297-20-95
Email: office@spbstu.ru