



Научная статья

УДК 629.7.01:534.2

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=187446>

EDN: <https://www.elibrary.ru/CQFKCI>

СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ПОДХОДЫ К РАСЧЕТУ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВУКОВОГО УДАРА СВЕРХЗВУКОВЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТОВ

В.С. Горбовской¹, А.В. Кажан²✉

¹Федеральное Автономное Учреждение «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского»,

²Федеральное Государственное Бюджетное Учреждение «Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е. Жуковского»,

г. Жуковский, Московская область, Россия

✉ kazhanav@nrczh.ru

Цитирование: Горбовской В.С., Кажан А.В. Современные методологические подходы к расчету характеристик звукового удара сверхзвуковых гражданских самолетов // Труды МАИ. 2026. № 146. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=187446>

Аннотация. В работе изложены основные методологические подходы к расчету распределения давления в ближнем поле при расчете характеристик звукового удара сверхзвуковых гражданских самолетов. На основании анализа результатов исследования влияния геометрии расчетной области, типа граничных условий и размерности расчетной сетки на характеристики звукового удара в ближнем поле и на земле сформированы рекомендации по постановке задачи численного моделирования течения в ближнем поле, формированию расчетных сеток и расчету распределения давления около летательного аппарата методами вычислительной газовой динамики, используемого для последующего расчета распространения ЗУ до земли.

Ключевые слова: звуковой удар, сверхзвуковой гражданский самолет, численное моделирование, ближнее поле, громкость

MODERN METHODOLOGICAL APPROACHES TO CALCULATION THE SONIC BOOM CHARACTERISTICS OF SUPERSONIC CIVIL AIRCRAFTS

V.S. Gorbovskoy¹, A.V. Kazhan²✉

¹Central Aerodynamic Institute named after Prof. N.E. Zhukovsky,

²National Research Center «N.E. Zhukovsky Institute»,

Zhukovsky, Moscow Region, Russia

✉ kazhanav@nrczh.ru

Citation: Gorbovskoy V.S., Kazhan A.V. Modern methodological approaches to calculation the sonic boom characteristics of supersonic civil aircrafts // Trudy MAI. 2026. No. 146. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=187446>

Abstract. The article presents mean methodological approaches to calculation pressure distribution near field for numerical investigation the sonic boom characteristics of supersonic civil aircrafts. Based on results of analysis investigation of effect of computational geometry field, type of boundary conditions and dimension of the computational grid to the sonic boom characteristics near field and the ground. Suggestions have been represented for statement of the problem computational simulation of flowing near field, computational grid generation and pressure distribution calculation near flight vehicle with methods computational flow dynamics, applying for ensuing calculation of extension sonic boom to the ground.

Keywords: sonic boom, supersonic civil aircraft, numerical simulation, near field, sound

Введение

Создание нового поколения сверхзвуковых гражданских самолетов (СГС) является одним из основных вызовов современной авиационной науки. Исследования в данном направлении проводятся в США, Японии, ЕС и России [1 - 3]. При этом, в отличие от СГС первого поколения (Ту-144 и Concorde), принципиальной задачей является снижение уровня экологического воздействия

СГС на окружающую среду – звукового удара и шума в районе аэропорта. Наибольшим техническим риском создания перспективных СГС является обеспечение рационального компромисса между приемлемыми экологическими (звуковой удар, шум в районе аэропорта), конкурентоспособными летно-техническими (скорость, дальность, условия базирования) и экономическими характеристиками применяемых компоновочных решений. Потребный для достижения высокой конкурентоспособности уровень характеристик не может быть реализован на базе традиционных подходов и требует поиска и комплексной отработки в натурных условиях широкого круга новых технических решений и технологий.

Основным препятствием на пути создания СГС нового поколения и ввода их в эксплуатацию является отсутствие международной нормативной базы по допустимому уровню звукового удара. Исследования в обеспечение разработки норм ведутся ICAO, NASA и другими организациями. При этом, в условиях отсутствия экспериментальных данных по распространению ударных волн малой интенсивности в условиях реальной атмосферы разработка норм для СГС постоянно откладывается. Ожидается, что проект нормативных требований может быть сформирован не ранее 2027 г. по мере наработки статистических данных при полетах демонстраторов технологий СГС, первым из которых может стать проект X-59 QueSST, разрабатываемый в США компанией Lockheed-Martin по заказу NASA [1], и совершивший первый полет в октябре 2025 г. Прогнозируемый уровень громкости звукового удара X-59 при полете со скоростью, соответствующей числу $M=1.42$ на высоте 16.5 км составляет ~ 75 PLdB. Однако стоит заметить, что форма эпюры избыточного давления на земле и, соответственно, громкость звукового удара существенно зависят от распределения параметров атмосферы от высоты полета ЛА до земли, а именно: скорости и направления ветра, температуры, влажности, уровня турбулентности и др, в результате чего ее фактическая величина может принимать как большее, так и меньшее значение [4].

Исследования по анализу влияния различных элементов компоновки летательного аппарата (ЛА) на профиль избыточного давления в волне звукового

удара ЗУ [5 - 7] показали, что наибольшее влияние на эпюру избыточного давления на земле оказывает распределение толщин корпуса и распределение подъемной силы по длине самолёта. В соответствии с теорией минимизации уровня звукового удара [8 - 11] распределение избыточного давления в ближнем поле в головной части волны должно иметь пиковое увеличение избыточного давления от носового обтекателя фюзеляжа с последующим плавным нарастанием давления до максимального значения в эпюре, которое может быть получено в компоновке СГС за счет носовой части фюзеляжа большого удлинения. Кроме того, плавности нарастания давления в головной части эпюры избыточного давления в ближнем поле способствуют развитая V-образность наплывной и консольной частей крыла, увеличивающая его эквивалентную стреловидность и снижающая темп нарастания давления от подъемной силы. В хвостовой части эпюры также должно иметь место плавное нарастания давления в зоне разрежения.

Особое внимание в компоновках перспективных СГС уделяется проблеме интеграции силовой установки с планером. Обтекание сверхзвукового воздухозаборника сопряжено с формированием интенсивных возмущений от клиньев торможения потока. Как правило, такие возмущения существенно интенсивнее возмущений от крыла, что в традиционных компоновках СГС первого поколения нарушало плавность нарастания давления в головной части эпюры избыточного давления и приводило к формированию N-образной волны звукового удара на земле. Для устранения этого фактора должно быть осуществлено либо экранирование воздухозаборников силовой установки элементами планера (надкрыльевое или надфюзеляжное расположение силовой установки), либо такое расположение силовой установки в хвостовой части планера, при котором возмущения от воздухозаборников приходятся на зону разрежения за крылом самолета.

Таким образом, на этапе формирования компоновки перспективного СГС со сниженным уровнем звукового удара требуется проведение достаточно подробного моделирования течения в ближнем поле ЛА с учетом его полной геометрии, что невозможно без использования современных программных

комплексов численного решения уравнений газовой динамики. В связи с этим, задача определения ближнего поля, обеспечивающего достаточную достоверность расчета характеристик звукового удара на земле на начальных этапах проектирования СГС нового поколения, является актуальной.

Процедура расчета звукового удара

Задача определения характеристик звукового удара представляет собой сложную процедуру, зависящую от режима полета, аэродинамических характеристик самолета и состояния атмосферы во всем высотном диапазоне от высоты полета до земли. Так как максимально-продолжительным полетом СГС является крейсерский сверхзвуковой полет, то он является основным при проектировании аэродинамической компоновки СГС.

Процедура расчета характеристик звукового удара на земле состоит из трех основных этапов [12, 13]:

- 1) Определение распределения давления в ближнем поле ЛА.
- 2) Расчет распространения звукового удара от ближнего поля до земли в соответствии с выбранным типом атмосферы и моделью распространения.
- 3) Расчет характеристик звукового удара на земле (эпюры избыточного давления, громкости, статистических характеристик и др.).

Расчет распределения давления в ближнем поле осуществляется при помощи численного моделирования течения около ЛА с определением искомого распределения давления на удалении 3-5 его длин, где решение приобретает асимптотический, то есть не зависящий от азимутального угла, характер [13]. При современном уровне развития вычислительной техники задача, как правило, решается путем численного решения уравнений Рейнольдса с учетом вязкости среды с использованием средств вычислительной газовой динамики. Использование упрощенных методов, в том числе основанных на численном решении уравнений Эйлера, на настоящий момент целесообразно только в задачах формирования предварительного, начального облика компоновки СГС или ее оптимизации под низкий уровень звукового удара, в результате которых характеристики звукового удара полученной геометрии должны быть обязательно пересчитаны с использованием «тяжелых» CFD-методов и, при

необходимости, использоваться в дальнейшей оптимизации для достижения целевых функций.

Необходимость моделирования течения в зоне вокруг ЛА диаметром 3-5 длин самолета сказывается на размерности расчетных сеток и требует выбора наиболее рациональной сеточной топологии. По результатам исследований предложена сеточная топология, представляющая собой связанные через интерфейсы три расчетные области: центральная область в непосредственной близости от ЛА с неструктурированной расчетной сеткой, нижняя область с качественной ориентированной по конусу Маха структурированной сеткой и верхняя область с грубой расчетной сеткой, так как эпюра избыточного давления в верхней полуплоскости не представляет особого интереса при определении первичного звукового удара на земле. ЛА в центральной зоне ориентирован под углом атаки, соответствующем режиму полета, ось симметрии расчетной области совпадает с вектором набегающего потока. Для повышения качества моделирования центральная расчетная область должна иметь сгущения F1 в окрестности входа в воздухозаборник, F2 - для разрешения течения из сопла (реактивной струи) и F3 - для разрешения скачков уплотнения и волн разрежения в области под самолетом (рисунок 1).

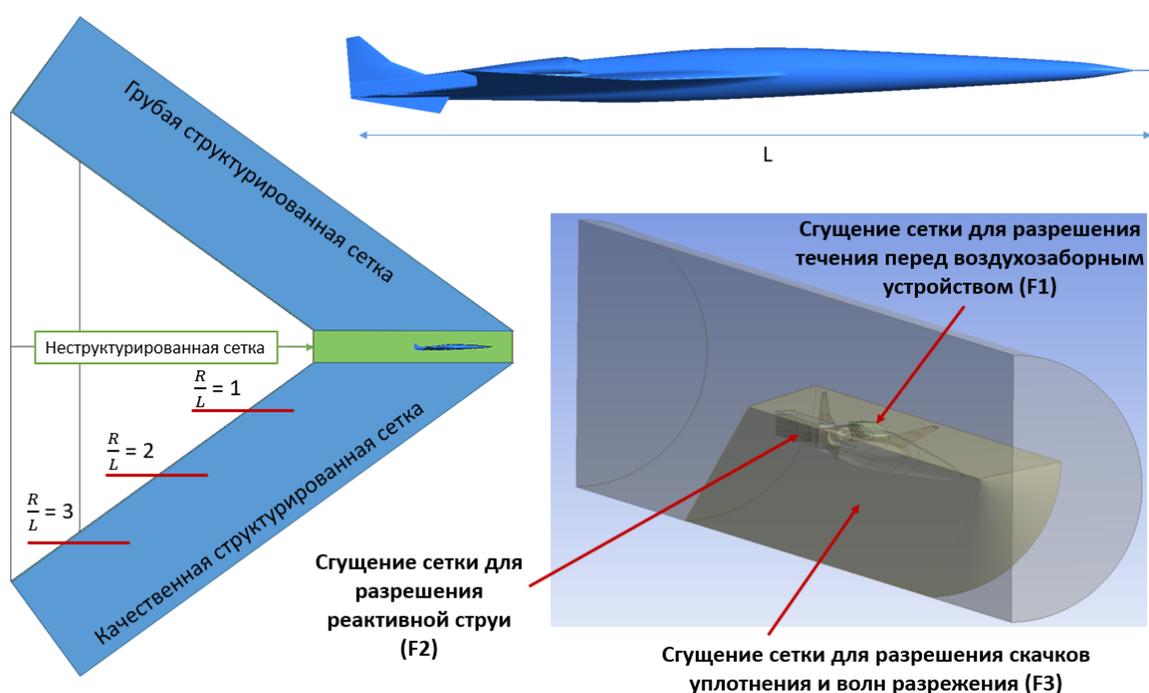


Рисунок 1 – Сеточная топология для моделирования течения в ближнем поле

Для моделирования распространения звукового удара до земли в ФАУ «ЦАГИ» разработан программный комплекс «vBOOM» [14], позволяющий выполнять расчет как при стационарном сверхзвуковом полете, так и полете со слабым ускорением, не приводящим к фокусировке звукового удара. Программный комплекс реализует подход нелинейной геометрической акустики, при котором геометрия распространения возмущений определяется в приближении геометрической акустики, а эволюция волны звукового удара описывается путем численного решения дополненного уравнения Бюргерса [15]. Атмосфера задается в виде высотных профилей давления, температуры, плотности, влажности и трех компонент скорости ветра. При расчете распространения и затухания учитываются такие диссипативные факторы как нелинейность, геометрическое рассеяние, молекулярная релаксация, классическое затухание вследствие теплопроводности и вязкости среды. Учет перечисленных эффектов при определении эпюры избыточного давления на земле реализован в программном модуле «vBoom-wave». Для определения траекторий распространения возмущений в неоднородной атмосфере с ветром используется программный модель «vBoom-gau».

Также программный комплекс «vBoom» содержит модули «vBoom-caustic» (модуль для расчета каустики и места фокусировки возмущений при полете СГС с ускорением) и «vBoom-turb» (модуль по учету влияния турбулентных пульсаций скорости ветра и температуры на эпюру избыточного давления и громкость звукового удара на земле), однако для настоящего исследования они не использовались.

В общем виде схема расчета характеристик звукового удара представлена на рисунке 2.

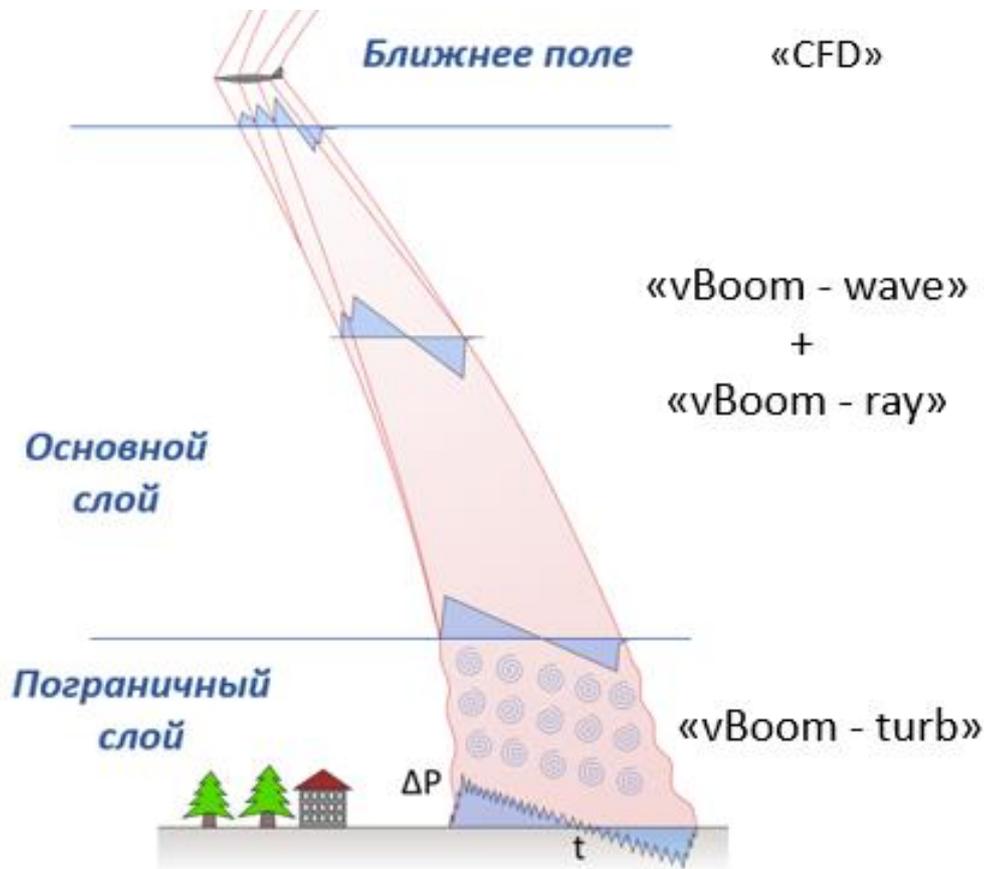


Рисунок 2 – Схема расчета характеристик звукового удара

По полученной форме волны звукового удара на земле определяется ее громкость. Таким образом в рамках данной работы рассматриваются следующие характеристики звукового удара: распределение давления в ближнем поле, эпюра избыточного давления на земле и громкость звукового удара в метрике PL.

Для выбора рациональных параметров расчетной области в работе использована геометрическая модель летательного аппарата, реализующего основные принципы снижения звукового удара – носовую часть фюзеляжа большого удлинения, размещение блока силовой установки на верхней поверхности планера, специальную профилировку нижней поверхности планера, крыло большой стреловидности с увеличенной V-образностью. Численное моделирование течения в ближнем поле выполнялось с использованием коммерческого ПО, основанного на решении уравнений Рейнольдса, замкнутой моделью турбулентности SST.

Исследование влияния типа и геометрии граничных условий на расчет распределения давления в ближнем поле

С целью повышения точности расчета и корректности задания начальных условий при моделировании течения для расчета звукового удара на земле с использованием методов вычислительной газовой динамики проведено исследование влияния геометрии расчетной области и типа граничных условий на течение в ближнем поле. Рассмотрены 2 типа и соответствующих геометрических форм граничных условий: «Opening» - свободное перетекание через границу, перпендикулярную конусу маха и «Wall» - стенка не границе, параллельной набегающему потоку (рисунок 3). В обеих конфигурациях расчетной области на ее входе используется граничное условие типа «Inlet» с начальными условиями в виде задания статической температуры и продольной компоненты скорости набегающего потока. На выходе из расчетной области в первой конфигурации используется граничное условие типа «Opening», во второй – «Wall»+«Outlet». Для границы типа «Opening» начальное значение задается путем указания статической температуры и скорости в набегающем потоке.

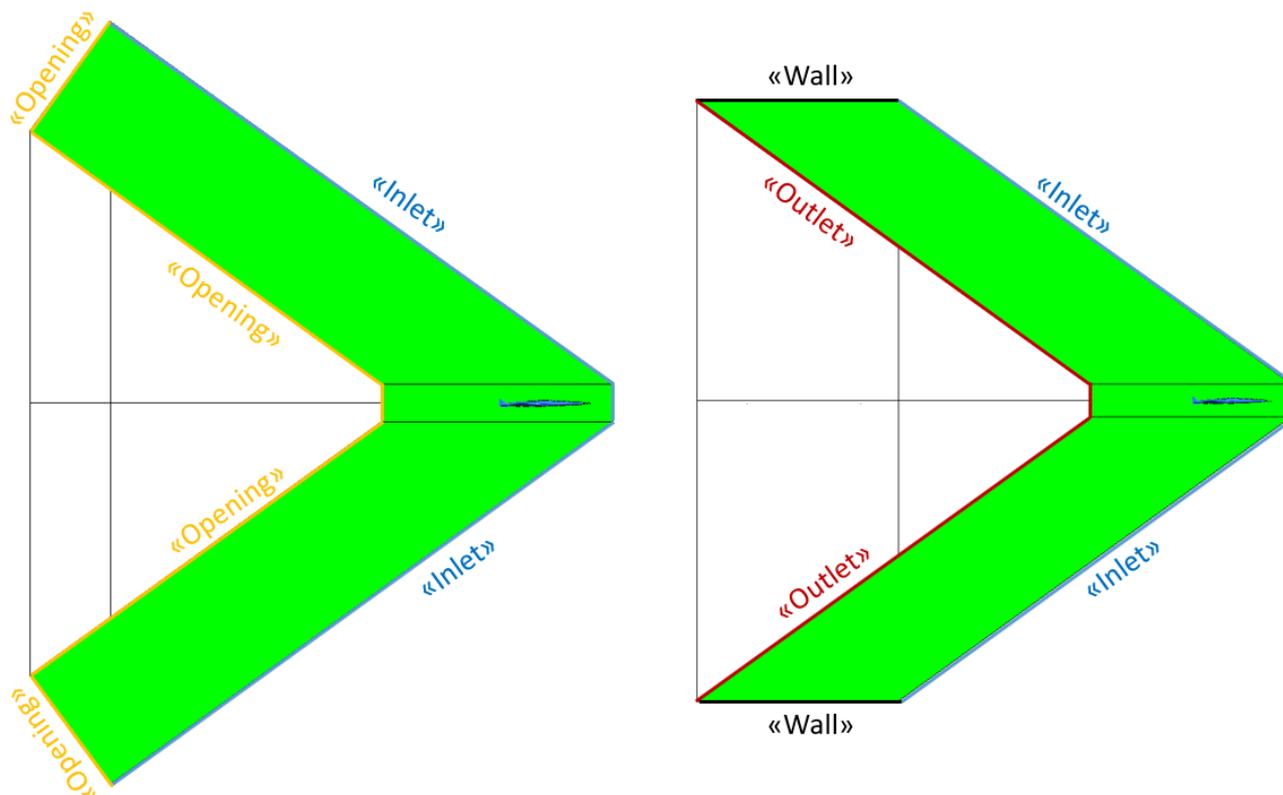


Рисунок 3 – Граничные условия для проведения численного моделирования течения

Картини течения в плоскости симметрии для двух конфигураций расчетной области и граничных условий (рисунок 4) демонстрируют принципиальное отличие двух конфигураций, выраженное в искажении поля давления в окрестности границы с типом «Wall», а также в некоторой области до взаимодействия подающей и отраженной волн, что демонстрирует необходимость удаления границы типа «Wall» на большие расстояния, что повлечет за собой увеличение размерности расчетной сетки. Изменение типа граничного условия на поэтому в данном случае граничные условия типа «Wall» и «Opening» равнозначны. В первой конфигурации граничное условие типа «Opening», наоборот, не приводит к отражению возмущений и не оказывает нефизичного воздействия на течение, что, несомненно, является более предпочтительным вариантом для расчета ближнего поля от СГС.

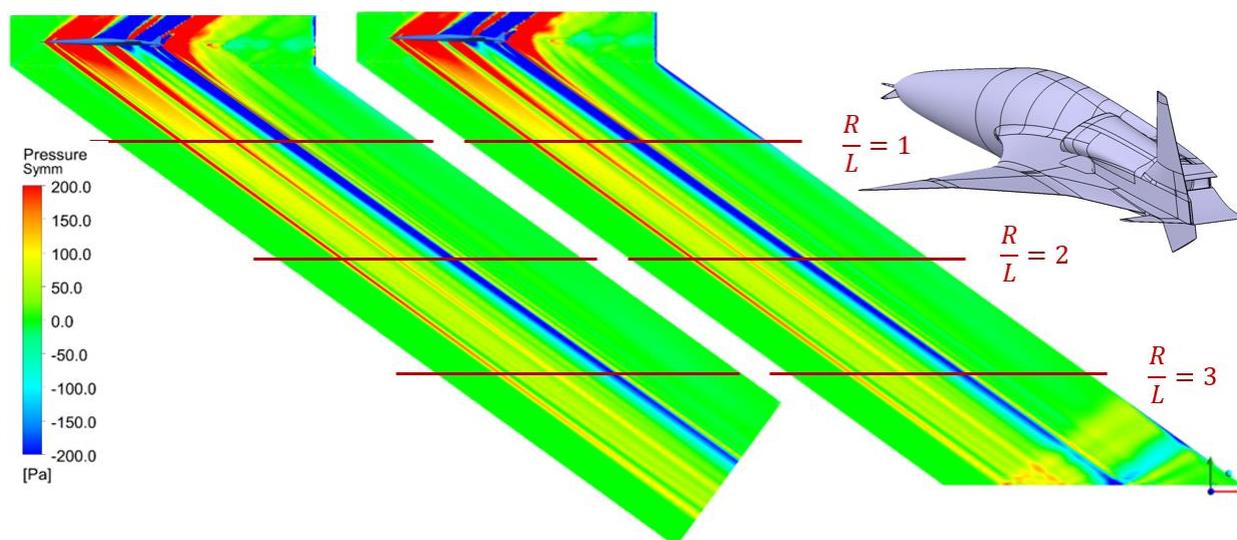


Рисунок 4 – Картини течения в плоскости симметрии

Сравнение эпюр в ближнем поле, представленное на рисунке 5, показывает хорошее соответствие результатов расчета на различных расстояниях от самолета, особенно в головной части эпюры избыточного давления в ближнем поле. Можно заметить некоторое расхождение результатов расчета в хвостовом скачке давления на всех рассматриваемых расстояниях, которое сказывается как на эпюре избыточного давления на земле, так и на громкости звукового удара. Расхождение результатов расчета громкости равно ~ 0.4 РЛДБ. Полученное

расхождение может быть вызвано как долгим установлением численного расчета, так и появлением численной ошибки, вызванной влиянием граничного условия типа «Wall». Поэтому дальнейшие расчеты ближнего поля рекомендовано проводить с граничным условием типа «Opening» с заданием на нем в качестве начального значения скорости и статической температуры в набегающем потоке.

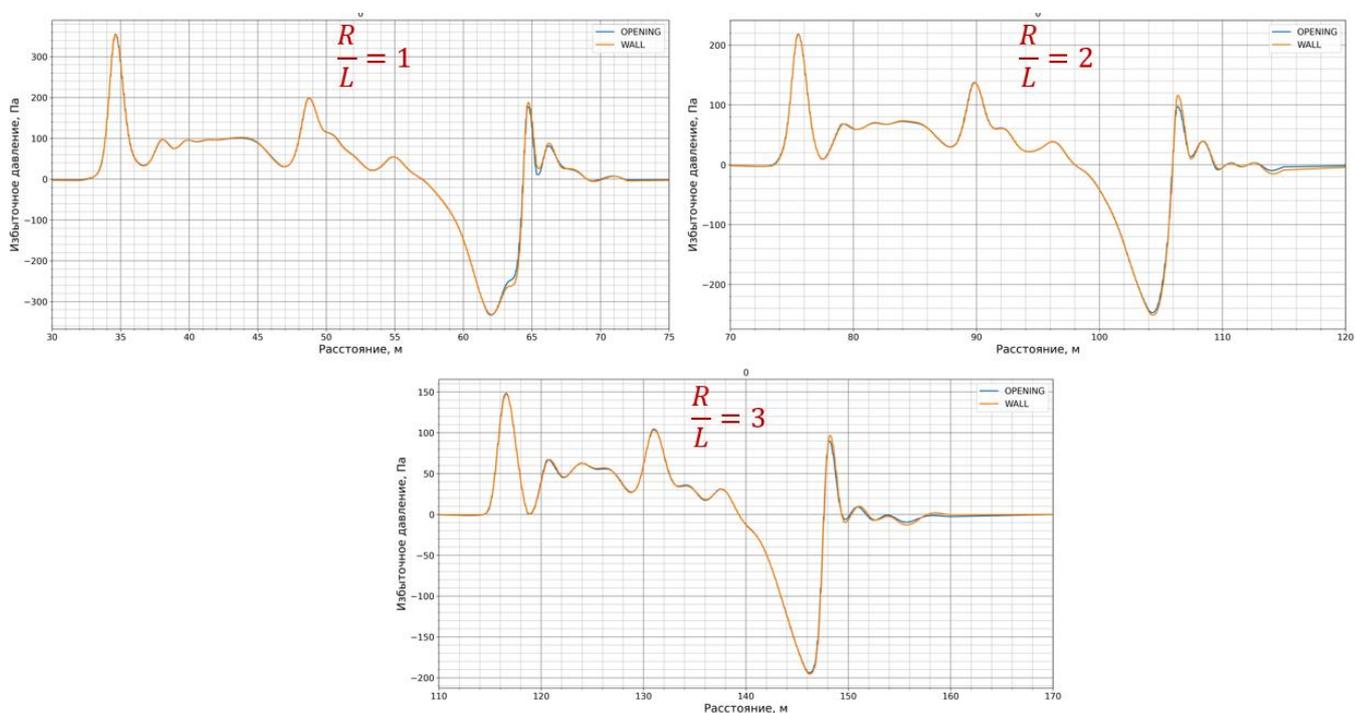


Рисунок 5 – Сравнение эпюр избыточного давления в ближнем поле на различных расстояниях от самолета

Исследование влияния размерности ячеек расчетной сетки на расчет распределения давления в ближнем поле

Расчет как ближнего поля, так и распространения звукового удара до земли осуществляется численно, поэтому точность и достоверность расчета значений громкости звукового удара на земле существенно зависит от используемых методов и численных схем. Трехэтапная процедура расчета характеристик звукового удара с использованием различных численных схем и методов на каждом этапе обязывает к минимизации численных ошибок расчета, особенно на начальной ее стадии при нахождении ближнего поля. На сегодняшний день существует довольно большое количество коммерческих программных комплексов для численного моделирования течения (Star-CCM+, ANSYS CFX, ANSYS Fluent, FlowVision, CADFlo, LOGOS), а также программного обеспечения, разрабатываемого и поддерживаемого на базе научных институтов (EWT –

Electronic Wind Tunnel разработки ФАУ «ЦАГИ», NOISETTE-FLOWSOLVER разработки ИПМ им. М.В. Келдыша РАН и др), реализующие различные численные схемы и подходы к решению уравнений Навье-Стокса. В рамках данной работы проведено исследование сеточной сходимости решения и сравнение результатов расчета с использованием методов коммерческого ПО ANSYS CFX и ПО EWT ФАУ «ЦАГИ».

Особенностью задачи определения ближнего поля является необходимость моделирования течения в довольно большой и подробной расчетной области, границы которой удалены от ЛА на расстояние более 3 его длин. При этом в зоне возмущенного течения узлы расчетной сетки, для снижения сеточной погрешности расчета, должны быть расположены в направлении распространения возмущений, соответствующего продольным образующим конуса Маха, ось которого направлена по вектору воздушной скорости ЛА (рисунок 1). При подготовке задачи численного моделирования ближнего поля предполагается, что среда в рамках размера расчетной области однородна, ветер на рассматриваемой высоте полета отсутствует.

Сложность геометрии компоновок СГС приводит к необходимости использования автоматических сеточных генераторов для создания расчетных сеток. В рамках определения сеточной сходимости в данной работе рассмотрены гибридные расчетные сетки с различными значениями характерного размера объемного элемента (ячейки) L_{min} как в области сгущения неструктурированной части (зона F1 на рисунке 1), так и области сгущения структурированной части для их согласования на границе раздела. Рассматриваемые значения L_{min} , а также суммарное количество расчетных ячеек N , включая количество гексаэдрических элементов структурированной сетки N_{hexa} , представлено в таблице 1.

Таблица 1

Рассмотренные параметры расчетной сетки

L_{min} , мм	50	70	100	150	200	250
N , млн шт.	423.582	268.602	210.195	180.155	169.553	164.353
N_{hexa} , млн. шт	82.050	59.774	44.923	32.672	26.360	22.647

Расчет ближнего поля осуществляется путем численного решения уравнений Рейнольдса с учетом вязкости в стационарной постановке с использованием схем второго порядка точности при аппроксимации производных по времени и пространству. Для замыкания решаемых численно уравнений используется классическая SST модель турбулентности, сочетающая преимущества $k - \omega$ модели для описания турбулентности в пристеночных областях и $k - \epsilon$ модели – для турбулентности во внешней области. Однако стоит заметить, что использование более простых моделей, например модели турбулентности Спаларта Алмараса, практически не сказывается на результате расчета ближнего поля [1]. Для качественного разрешения пограничного слоя все рассмотренные расчетные сетки содержат призматические слои около поверхности ЛА с высотой первого слоя 0.005 мм, что обеспечивает значение величины Y^+ порядка 1. Для снижения времени расчета и экономии вычислительных ресурсов расчеты проводились в симметричной постановке.

На рисунке 6 представлены результаты расчета распределения давления в ближнем поле СГС в расчетной точке крейсерского полета в плоскости симметрии под самолетом (азимутальный угол $\varphi = 0^\circ$) на удалении $R_{cfd} = 3L$ при варьировании минимального размера расчетной сетки от 250 мм до 50 мм в областях сгущения как неструктурированной, так и структурированной частей расчетной сетки.

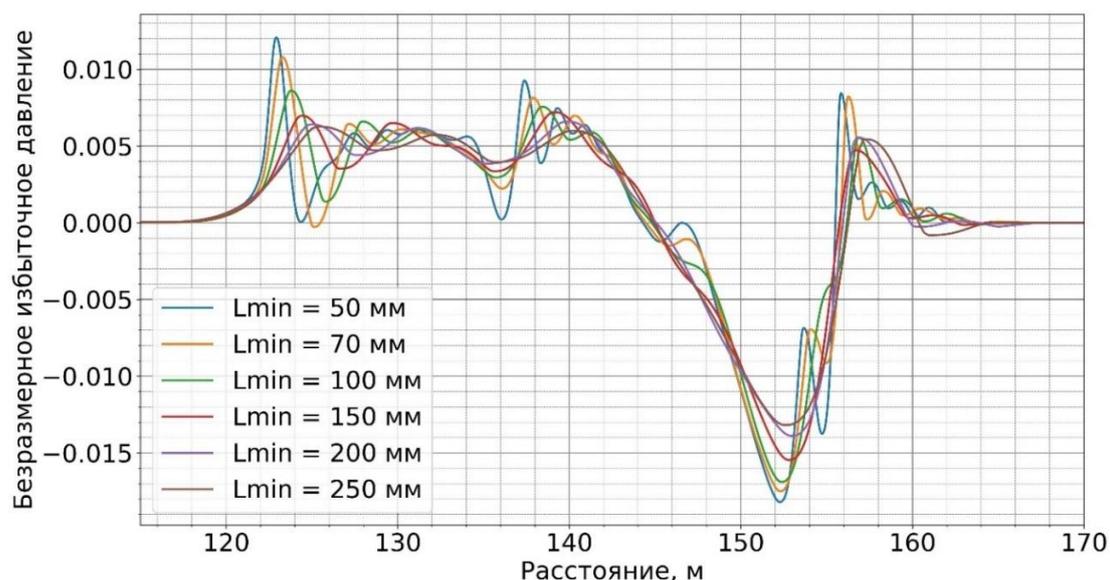


Рисунок 6 – Распределение давления в ближнем поле СГС при изменении минимального размера расчетной сетки в области сгущения под ЛА

Можно видеть высокую чувствительность результатов к минимальному размеру ячеек расчетной сетки, что приводит к смещению основных возмущений в головной и хвостовой частях эпюры ближнего поля, а также к увеличению амплитуды возмущений. Очевидно, что увеличение минимального размера ячеек снижает пространственное разрешение области течения, в связи с чем описание физических эффектов с меньшим пространственным масштабом изменения, таких как скачки уплотнения, становится неточным и сильно подверженным значению мелкости сеточных структур. Однако дальнейшее снижение минимального размера расчетной сетки до значений, при которых достигается кратное превышение над характерным масштабом физического процесса, нецелесообразно в практических задачах расчета характеристик звукового удара компоновок СГС ввиду существенного увеличения длительности установления течения при численном решении уравнений Рейнольдса.

Результаты расчета эпюр избыточного давления на земле, полученные с использованием программного комплекса «vBOOM», представлены на рисунке 7. Распространение звукового удара до земли проводилось в условиях стандартной атмосферы без ветра. Высотный профиль влажности для этого случая взят из материалов международного семинара SBPW 3 [16].

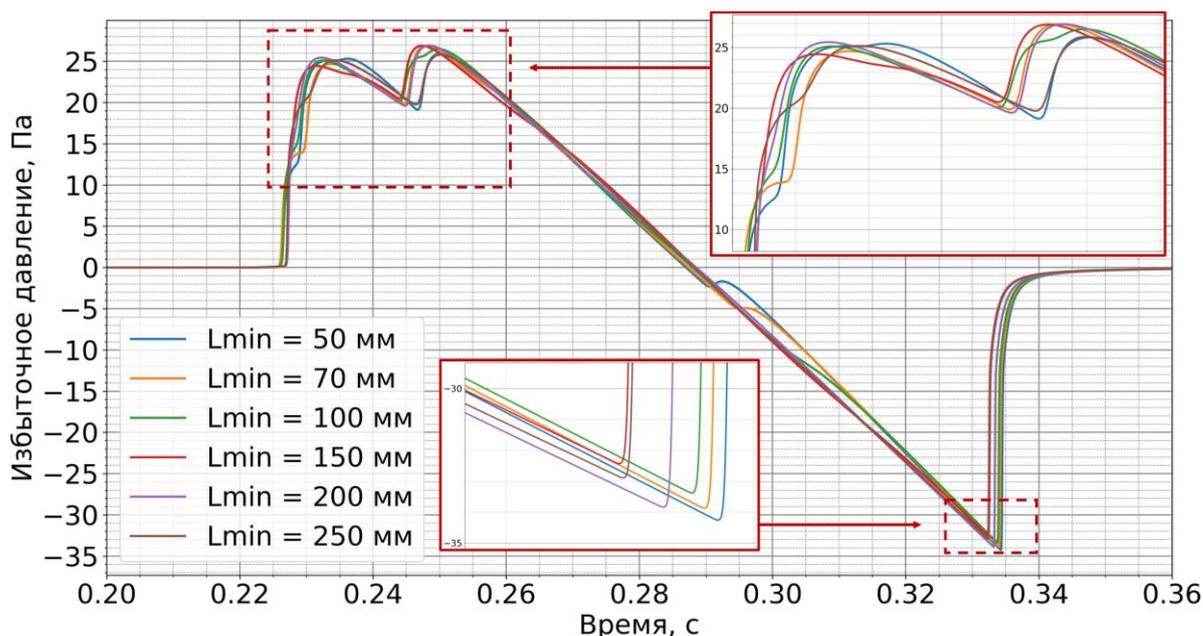


Рисунок 7 – Эпюры звукового удара на земле при $\varphi = 0^\circ$ при различных значениях минимального размера расчетной сетки в ближнем поле

Несмотря на существенное расхождение результатов расчета «ближнего поля» при различной мелкости расчетной сетки, результаты расчета эпюры избыточного давления на земле демонстрируют качественное соответствие их структур, а также их амплитуд с точностью до 2-3 Па в местах, соответствующих экстремумам головной и хвостовой частей эпюр избыточного давления. Можно заметить, что первый скачок в эпюре, обусловленный носовой частью фюзеляжа, отличим от остальных возмущений в эпюре только при размерах ячеек до 100 мм, в остальных случаях первый и второй скачки сливаются в один скачок с меньшим временем нарастания, что должно приводить к увеличению громкости звукового удара. В хвостовой части, наоборот, увеличение размера ячеек приводит к уменьшению амплитуды замыкающего скачка и, как следствие, к снижению громкости звукового удара.

Существенное отличие эпюр избыточного давления в ближнем поле при расчетах на сетках различной мелкости и довольно близкие друг к другу результаты расчета распределения давления на земле, вероятно, объясняется тем, что расхождение значений интенсивностей акустических возмущений в ближнем поле, определенных в каждом случае как поток акустической энергии через единичную площадку, составляет не более чем 15 %. На рисунке 8 представлены результаты расчета громкости звукового удара в метрике PL при варьировании минимального размера расчетной сетки в ближнем поле.

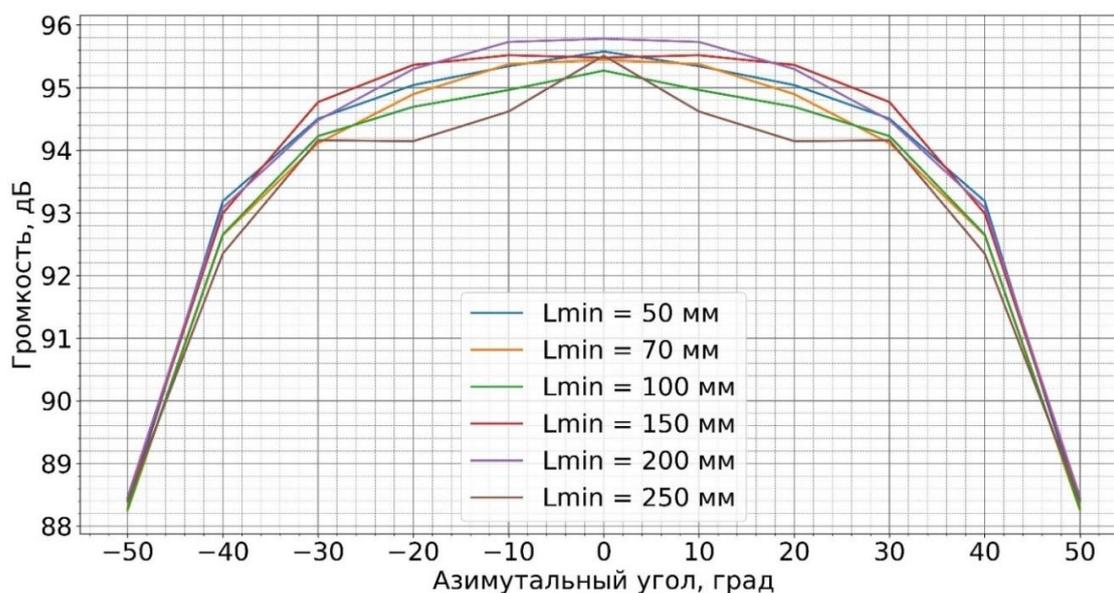


Рисунок 8 – Громкость звукового удара на земле в метрике PL при $\varphi = 0^\circ$ и различных значениях минимального размера расчетной сетки в ближнем поле

Во всех случаях, что максимум громкости приходится на нулевой азимутальный угол, наблюдаются отличия значений громкости во всей зоне воздействия звукового удара на земле.

Для оценки влияния методов и алгоритмов численного моделирования течения на результаты расчета «ближнего поля» проведено сравнение представленных выше результатов, полученных с использованием коммерческого ПО с результатами, полученными с использованием программного комплекса EWT, разработанного в ФАУ «ЦАГИ». Особенностью программного комплекса EWT является возможность проведения расчетных исследований только на структурированных расчетных сетках, что существенно усложняет задачу расчета «ближнего поля» ввиду трудозатратного и длительного их построения. Также выполнено сравнение результатов расчета коммерческим ПО на гибридной (с характерным минимальным размером ячеек, равным 70 мм) и полностью структурированной расчетных сетках.

Сравнение результатов расчета «ближнего поля» с использованием двух различных решателей, представленное на рисунке 9, показывает их качественное согласование с близким друг к другу определением положения скачков в эюре и величиной их амплитуд, при этом наблюдается характерное отличие формы скачков давления в эюрах, а именно пространственное нарастание амплитуды. При расчете коммерческим ПО наблюдается более плавное нарастание давления в эюре, за счет чего скачки «размазываются» на достаточно большой длине, равной, для первого скачка в эюре, примерно 4 метра. Использование программного комплекса EWT приводит к практически нулевому пространственному «размазыванию» скачков давления в эюре ближнего поля. Сравнение результатов расчета коммерческим ПО на структурированной и неструктурированной расчетных сетках показывает их согласование в пределах 99% по норме L2 и применимость использования гибридных расчетных сеток в задачах расчета распределения давления в ближнем поле.



Рисунок 9 – Результаты расчета «ближнего поля» СГС различными методами: коммерческим ПО и программным комплексом EWT-ЦАГИ

Сравнение результатов расчета эпюр звукового удара на земле, представленное на рисунке 10, демонстрирует качественное соответствие положения основных возмущений в эпюре, обусловленных обтеканием носовой части фюзеляжа, наплыва крыла и основной его части в головной части эпюры и хвостовой части фюзеляжа – в замыкающей части эпюры избыточного давления на земле, а также их амплитуд с точностью до 2 Па головной части и до 1 Па - в замыкающей части эпюры.

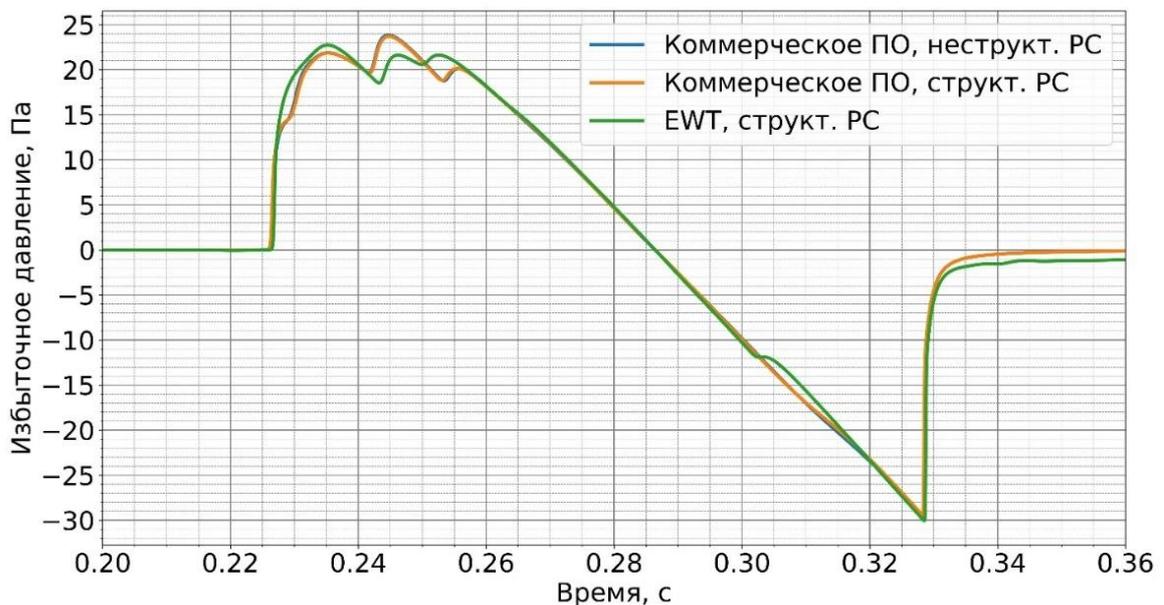


Рисунок 10 – Эпюры звукового удара на земле на основе расчета «ближнего поля» различными методами: коммерческим ПО и программным комплексом EWT-ЦАГИ

При этом стоит обратить внимание на то, что первый скачок давления, обусловленный обтеканием носового обтекателя СГС, при использовании ПО EWT-ЦАГИ оказался объединенным со вторым скачком от обтекания носовой части фюзеляжа, в то время как расчет распространения по ближнему полю, полученному с использованием коммерческого ПО, показывает два отдельных скачка.

Результаты расчета громкости звукового удара, представленные на рисунке 11, показывают, что наибольшее различия при определении «ближнего поля» различными методами, приходится на нулевой азимутальный угол $\varphi = 0^\circ$ и составляют ~ 0.5 РЛдБ. Расхождение значений громкости звукового удара на основе «ближнего поля», полученного с использованием коммерческого ПО на гибридной и структурированной расчетной сетке, составило ~ 0.1 РЛдБ.

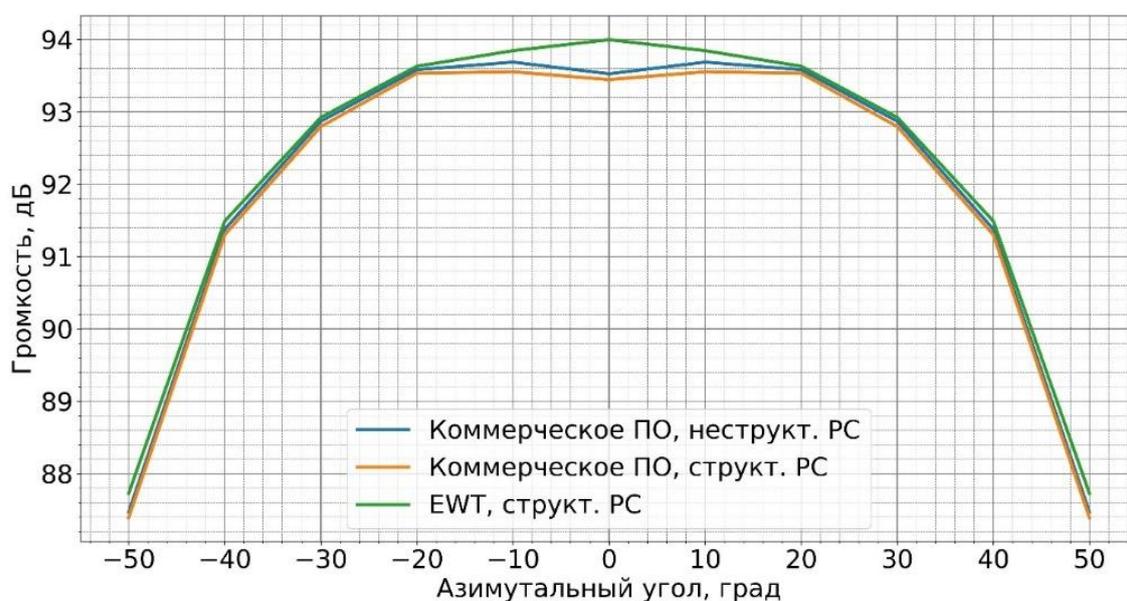


Рисунок 11 – Громкость звукового удара на земле в метрике РЛ на основе расчета «ближнего поля» коммерческим ПО и программным комплексом EWT-ЦАГИ

Заключение

Качественное определение распределения давления в ближнем поле в задаче определения характеристик звукового удара от сверхзвуковых ЛА на земле является актуальным на этапе предварительного проектирования СГС.

Предложенные подходы по формированию расчетной области для численного моделирования течения в ближнем поле и рекомендации по выбору рациональных размерностей расчетной сетки обеспечивают достаточную достоверность расчета звукового удара при приемлемых трудозатратах на построение расчетных сеток и затратах машинного времени на выполнение расчета.

Конфликт интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest

The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. NASA : website. URL: <http://www.nasa.gov/lowboom>.
2. Research & Development // www.aero.jaxa.jp : website. <http://www.aero.jaxa.jp/eng/research/frontier/sst/d-send.html>.
3. Rambler.ru : website. URL: <https://rumbler-project.eu>.
4. Горбовской В.С. Параметрическое исследование влияния изменчивости характеристик атмосферы на громкость звукового удара от сверхзвукового пассажирского самолета // Ученые записки ЦАГИ. 2023. Т. 54, № 2. С. 43–55.
5. Чернышев С.Л. Звуковой удар. М. : Наука, 2011. 351 с.
6. Коваленко В.В., Чернышев С.Л. К вопросу о формировании аэродинамических компоновок с низким уровнем звукового удара // Методы и результаты теоретических и экспериментальных исследований звукового удара в задачах сверхзвукового полета летательного аппарата в неоднородной атмосфере : сб. статей. М. : ЦАГИ, 2005. С. 53–63. (Труды ЦАГИ ; вып. 2670).
7. Benson L.R. Quieting the boom: the shaped sonic boom demonstrator and the quest for quiet supersonic flight. 2013. 401 p. URL: <http://www.nasa.gov/ebooks>.
8. Jones L.B. Lower bounds for sonic bangs // The Aeronautical Journal. 1961. Vol. 65, no. 606. P. 433–436.

9. Seebass R. Minimum sonic boom shock strengths and overpressures // *Nature*. 1969. Vol. 221, no 5181. P. 651–653.
10. George A., Seebass R. Sonic boom minimization including both front and rear shocks // *AIAA Journal*. 1971. Vol. 9, no. 10. P. 2091–2093.
11. Darden C.M. Sonic-boom minimization with nose-bluntness relaxation : NASA technical paper 1348 : January 1979 / National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Office. 58 p.
12. Park M., Nemec M. Nearfield summary and statistical analysis of the second AIAA sonic boom prediction workshop // *Proc. of 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. 2017. P 32–56. DOI 10.2514/6.2017-3256.
13. Развитие, верификация и валидация методики расчета эпюры избыточного давления и громкости звукового удара с использованием современных методов вычислительной газовой динамики / В.С. Горбовской, А.В. Кажан, В.Г. Кажан, В.В. Коваленко, Л.Л. Теперин, С.Л. Чернышев // *Ученые записки ЦАГИ*. 2020. Т. 51, № 1. С. 14–24.
14. Программный комплекс моделирования распространения звукового удара в реальной атмосфере “vBOOM” : свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2025686101. Дата регистрации: от 30.09.2025.
15. Re-entry vehicle sonic boom issue: Modelling and calculation results in windy atmosphere based on the augmented Burgers equation / S.L. Chernyshev, V.S. Gorbovskey, A.V. Kazhan, A.O. Korunov // *Acta Astronautica*, 2022. DOI 10.1016/j.actaastro.2021.12.038.
16. ASA 2022 Special Focus Boom session. URL: <https://lbpw.larc.nasa.gov>.

References

1. NASA: website. Avialable at: <http://www.nasa.gov/lowboom>.
2. Research & Development. www.aero.jaxa.jp : website. Avialable at: <http://www.aero.jaxa.jp/eng/research/frontier/sst/d-send.html>.
3. *Rambler.ru* : website. Avialable at: <https://rumbler-project.eu>.
4. Gorbovsky V.S. *TSAGI*, 2023, vol. 54, no. 2, pp. 43–55.

5. Chernyshev S.L. *Zvukovoy udar*, Moscow, Nauka, 2011.
6. Kovalenko V.V., Chernyshev S.L. *Metody i rezul'taty teoreticheskikh i ehksperimental'nykh issledovaniy zvukovogo udara v zadachakh sverkhzvukovogo poleta letatel'nogo apparata v neodnorodnoi atmosfere : sb. statei. Trudy TSAGI* [Proceedings of TsAGI], iss. 2670, 2005, pp. 53–63.
7. Benson L.R. *Quieting the boom: the shaped sonic boom demonstrator and the quest for quiet supersonic flight*, 2013, 401 p. Available at: <http://www.nasa.gov/ebooks>.
8. Jones L.B. Lower bounds for sonic bangs. *The Aeronautical Journal*, 1961, vol. 65, no. 606, pp. 433–436.
9. Seebass R. Minimum sonic boom shock strengths and overpressures. *Nature*, 1969, vol. 221, no. 5181, pp. 651–653.
10. George A., Seebass, R. Sonic boom minimization including both front and rear shocks. *AIAA Journal*, 1971, vol. 9, no. 10, pp. 2091–2093
11. Darden C.M. *Sonic-boom minimization with nose-bluntness relaxation*, NASA technical paper 1348, January 1979. National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Office. 58 p.
12. Park M., Nemec M. Nearfield summary and statistical analysis of the second AIAA sonic boom prediction workshop. *Proc. of 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2017, pp. 32–56. DOI 10.2514/6.2017-3256.
13. Gorbovskoy V.S., Kazhan A.V., Kazhan V.G., Kovalenko V.V., Teperin L.L., Chernyshev S.L. *Uchenye zapiski TSAGI*, 2020, vol. 51, no. 1, pp. 14–24.
14. *Programmnyi kompleks modelirovaniya rasprostraneniya zvukovogo udara v real'noi atmosfere "vBOOM"*. Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM № 2025686101. Registration date: 30.09.2025.
15. Chernyshev S.L., Gorbovskoy V.S., Kazhan A.V., Korunov A.O. Re-entry vehicle sonic boom issue: Modelling and calculation results in windy atmosphere based on the augmented Burgers equation. *Acta Astronautica*, 2022, DOI 10.1016/j.actaastro.2021.12.038.
16. *ASA 2022 Special Focus Boom session*. Available at: <https://lbpw.larc.nasa.gov>.

Информация об авторах

Владлен Сергеевич Горбовской, научный сотрудник ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, Московская область, Россия; e-mail: vladlen.gorbovskoy@tsagi.ru

Андрей Вячеславович Кажан, кандидат технических наук, заместитель генерального директора – директор проектного комплекса «Гражданская авиационная техника» ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Московская область, Россия; e-mail: kazhanav@nrczh.ru

Information about the authors

Vladlen S. Gorbovskoy, scientific researcher of «TsaGI», Zhukovsky, Moscow Region, Russia; e-mail: vladlen.gorbovskoy@tsagi.ru

Andrey V. Kazhan, PhD in Technical Science, assistant general manager – manager of project complex «Civil aviation technology» «National Research Center « N.E. Zhukovsky Institute », Zhukovsky, Moscow Region, Russia; e-mail: kazhanav@nrczh.ru

Получено 8 декабря 2025 ● Принято к публикации 9 февраля 2026 ● Опубликовано 27 февраля 2026
Received 8 December 2025 ● Accepted 9 February 2026 ● Published 27 February 2026
