РАЗРАБОТКА И ВАЛИДАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ АЛГОРИТМОВ В АЭРОАКУСТИКЕ (ПРОЕКТ РНФ – ЛАБОРАТОРИИ №21-71-30016)

В.Ф. Копьев

ФАУ «ЦАГИ», Акустическое отделение, г. Москва, vkopiev@mktsagi.ru

Отечественная авиационная промышленность остро нуждается в разработке и применении надежных методов моделирования шума самолета и его элементов. Особенностью аэроакустических задач является то, что одним из основных аэродинамических источников звука является турбулентность, для которой до сих пор не имеется исчерпывающего описания. Поэтому, при построении математических и/или численных моделей аэроакустики принципиальным моментом становятся проблемы соответствия получаемых решений физической, математической или инженерной задаче.

В проекте рассматриваются основные задачи аэроакустики, которые на протяжении многих лет решаются в аэроакустическом центре ЦАГИ: шум турбулентных струй, шум взаимодействия струи и крыла, дифракция аэроакустических источников на элементах планера самолета, шум обтекания элементов планера (шасси и крыло), прохождение возмущений, возникающих в турбулентном пограничном слое, через панель фюзеляжа в салон, проблема оптимизации звукопоглощающих конструкций (ЗПК) в каналах двигателя, шум вертолетных и самолетных винтов. Для каждого направления проанализирован математический подход к задаче, дан анализ существующего численного инструментария, включающий разработку или доработку имеющихся расчетных методов, и проведена исчерпывающая валидация имеющихся вычислительных подходов, от решения полных исходных уравнений до полуэмпирических моделей.

Для валидации использованы уникальные возможности аэроакустической лаборатории ЦАГИ. Помимо постановки экспериментов с использованием экспериментальной базы ЦАГИ, для валидации использованы имеющиеся в лаборатории данные,

полученные сотрудниками центра на самых известных крупномасштабных акустических установках мира (DNW NWB и DNW LLF, CARDC FL-17, NTF QinetiQ, DLR AWB), а также в акустическом летном эксперименте.

Шум струйных течений

Для поиска путей снижения шума турбулентных струй необходимо понимание аэродинамических механизмов генерации акустических возмущений. Для достижения этого понимания недостаточно численного моделирования, каким бы точным оно не было, это понимание может быть получено только на пути выявления основных факторов, определяющих процесс генерации шума турбулентностью. В связи с этим актуальной является задача разработки низкоуровневых полуэмпирических моделей, ухватывающих основные факторы, определяющие генерацию и распространение звука в турбулентных течениях. Создание этих моделей должно проводиться параллельно с экспериментом и численными решениями, которые должны служить основой для валидации предлагаемых моделей и источником новых идей при их разработке. Таким образом, сложность самой задачи требует валидации не только решений или результатов моделирования, а валидации основополагающих идей, лежащих в основе механизма шумообразования.

Численные методы, направленные на моделирование аэроакустических свойств турбулентных струй, в том числе двухконтурных, достаточно хорошо разработаны и тщательно валидированы как для случая истечения в свободное пространство, так и для сопел в компоновке с элементами планера. С учетом использования графических ускорителей удается получать качественные результаты за относительно небольшое время. Таким образом, для данной задачи численные методы можно считать мощным исследовательским инструментом, расширяющим возможности физического эксперимента, а также инструментом, вплотную приблизившимся к инженерным приложениям.

Однако до сих пор остаются нерешенными задачи, связанные с моделированием струй, истекающих из существенно неосесимметричных сопел, в том числе, тесно интегрированных с планером так, что требуется разрешение пограничных слоев по поверхности элементов планера. В этом случае большую роль играет эксперимент,

позволяющий находить ответы на многие инженерные запросы, одновременно формирующий большую валидационную базу для настройки вычислительного инструмента.

Еще одной важной и практически значимой областью в аэроакустике турбулентных течений, которая в настоящее время недостаточно проработана, является генерация шума горячими струями. Благодаря финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, к концу 2023 года в рамках модернизации заглушенной камеры АК-2 в ЦАГИ создана новая установка для исследования аэроакустических характеристик высокоскоростных горячих струй. Экспериментальные исследования в этом направлении выходят за рамки обсуждаемого проекта, однако они дадут необходимую валидационную базу для дальнейшего развития численного моделирования процессов, в высокой степени приближенных к условиям эксплуатации летательных аппаратов.

Дифракция

На сегодняшний день разработано несколько различных методов расчёта эффективности экранирования, которые могут использоваться на различных этапах проектирования самолёта. Наиболее часто употребляемым является метод Маекавы, разработанный в конце 60-хх годов. Этот метод был адаптирован к проблеме экранирования шума двигателя самолёта и используется на данный момент в таких программах расчёта шума, как ANOPP и SOPRANO. Этот метод очень прост с точки зрения реализации и допускает использование на ранних этапах проектирования самолёта. Однако главными недостатками данного метода является завышенная эффективность экранирования (до 30 дБ и более), которая обусловлена аппроксимацией двигателя как точечного источника шума, что неверно при размещении двигателя в непосредственной близости от планера самолёта. В ЦАГИ были разработаны более точные методы, которые опираются на Геометрическую Теорию Дифракции (ГТД) и численные методы МКЭ (Метод Конечных Элементов) и МГЭ (Метод Граничных Элементов). Эти подходы были успешно провалидированы, и продемонстрирована возможность их адаптации к расчёту шума, излучаемого авиационными некомпактными источниками. Было показано, что ГТД

может использоваться на ранних этапах проектирования самолёта для поиска оптимального с точки зрения снижение шума положения двигателя. Использование численных методов типа МКЭ и/или МГЭ повышает точность расчёта, однако ценой этого становится увеличение времени, необходимого для подготовки и проведения расчётов. Следствием этого является сокращение числа анализируемых компоновок самолётов и привлечение численных методов на более поздних этапах разработки проекта.

Шум обтекания

Шум обтекания элементов планера самолета становится все более существенным в оценке шума самолета, особенно на режиме посадки. Поскольку прямые расчеты шума планера с помощью методов численного решения уравнений Навье-Стокса на настоящий момент затруднительны, основным инструментом подобных оценок являются полуэмпирические модели, основанные на обобщении массивов экспериментальных данных в сочетании с теорией размерности и физическими моделями источников шума различной природы.

Основной сложностью при таком подходе является то, что такие методики слабо чувствительны к деталям геометрии моделируемого объекта, а значит, с их помощью затруднительно оценить эффективность технологий снижения шума, которые зачастую заключаются в малых изменениях геометрии отдельных элементов конструкции планера. Поэтому используются такие полуэмпирические методики, в которых реализована детализация по вкладу различных элементов сложной конструкции в общий шум планера, а в эксперименте большое значение приобретают модели-трансформеры, которые в совокупности с уникальными крупномасштабными экспериментами позволяют достаточно далеко продвинуться в разработке полуэмпирических методик и их валидации.

Развитие численных методов, направленных на моделирование шума планера, существенно тормозится проблемой валидации, связанной с отсутствием в РФ больших заглушенных камер, в которых возможно проведение акустических испытаний шума обтекания различных элементов самолета с достаточно большим числом Рейнольдса. Это делает особо существенным тот уникальный экспериментальный материал, который ЦАГИ удалось получить в

совместных испытаниях элементов планера на больших западных установках (крыло в DNW) и китайских трубах (тематическое шасси в трубе FL-17). Обобщение этих экспериментальных данных позволило разработать и валидировать новые полуэмпирические методы оценки шума элементов планера для широкого диапазона чисел Рейнольдса.

Шум в салоне

В ЦАГИ была разработана численно-аналитическая методика определения влияния структуры силового набора на шум в салоне самолета при типичном нагружении поверхности фюзеляжа в соответствии с разработанной моделью поля пульсаций давления на поверхности и в окрестности трехмерных выступов. Эти результаты удалось валидировать с использованием экспериментов с натурными панелями. Так, были проведены экспериментальные исследования по определению влияния шага стрингеров и шпангоутов (от их отсутствия до полного силового набора) на виброакустические характеристики самолетных панелей и прохождение звуковой энергии в салон. Полученные базовые результаты являются основой для проведения валидации имеющихся методов расчета.

Проведены тестовые исследования портфеля программных продуктов Simcenter компании Siemens PLM Software для инженерного анализа и проведена валидация колебаний и акустического излучения самолетных конструкций (натурных фюзеляжных панелей, подвергающихся воздействию диффузного звукового поля). Показано, что эти прикладных программы могут приводить к неверным результатам в определенном диапазоне параметров.

Каналы и ЗПК

До последнего времени оптимальный импеданс ЗПК для авиационного двигателя определялся из аналитического решения модельных задач о распространении звука в облицованных каналах с потоком на основе минимизации звуковой энергии, достигающей среза канала без учета эффекта отражения.

При объяснении диаграмм направленности звука, излучаемого из модельного воздухозаборника при заданном модальном составе была показана важность эффекта отражения звуковых мод от открытого конца канала. При этом для звуковых мод,

находящихся вблизи условия отсечки и приобретающих при генерации большую амплитуду, имеет место сильный эффект отражения от открытого конца обратно внутрь канала, в результате которого такие моды значимо теряют свою амплитуду в дальнем звуковом поле. Тем самым, настраивать параметры ЗПК на обеспечение сильного затухания только этих звуковых мод не требуется – они и так плохо излучаются из канала. В тоже время, наибольший вклад в диаграмму направленности в дальнем поле могут давать звуковые моды, которые в канале имеют достаточно малую амплитуду: на 10-15 дБ меньше амплитуды доминирующей звуковой моды. Данный результат показал, что возникает необходимость изменения всей парадигмы настройки импеданса ЗПК: оптимальный импеданс должен непосредственно определяться из условия максимального снижения шума в дальнем поле с учетом отражения звука от открытого конца канала.

Кроме этого, исследования показали необходимость учета при настройке ЗПК следующих эффектов, которыми ранее пренебрегали: (1) эффект рефракции звука в неоднородном потоке, имеющем место вблизи среза воздухозаборника, (2) эффект стыков облицовок канала, на которых имеет место как отражение так и прохождение звука, (3) эффект влияния пограничного слоя на характеристики распространяющихся звуковых мод при наличии облицовки стенок канала, (4) нелинейный эффект работы ЗПК (зависимость импеданса от уровня звукового давления). Учет всех указанных эффектов при поиске оптимального импеданса ЗПК в совокупности с тем, что реальные каналы авиадвигателя имеют достаточно сложную геометрическую форму, становится невозможным без использования численных методов. Причем фактор доминирования в дальнем поле мод, имеющих малые амплитуды в канале, предъявляет исключительно высокие требования к численным методам даже для моделирования тонального шума вентилятора.

Проведенные исследования показали, что наиболее эффективным численным методом решения задач о распространении звука в каналах с потоком является в настоящее время метод конечных элементов (МКЭ). Этот метод был верифицирован на задачах, имеющих аналитическое решение. Однако, применение только МКЭ для поиска оптимальных значений импеданса требует слишком больших временные затрат. Действительно, решение

оптимизационной задачи требует на каждом из трех сертификационных режимов полета самолета и на каждой частоте провести расчеты, перебирая тем или иным способом значения импеданса ЗПК. При этом необходимо провести расчеты для нескольких тысяч звуковых мод. С учетом некоррелированности отдельных мод число расчетных случаев при наличии только одного сегмента ЗПК исчисляется десятками миллионов, поэтому при рассмотрении сегментированных ЗПК, требуется использование параллельных вычислений на суперкомпьютерах.

Таким образом, для преодоления указанных трудностей при поиске оптимальных значений импеданса ЗПК, необходимо использовать симбиоз численных и аналитических методов на основе минимизации шума самолета на местности.

Вертолетные винты

В работах с индустриальным партнером НЦВ проведены исследования различных подходов к моделированию тонального шума несущего винта (одиночного и соосного) на различных режимах. Разработан инженерно-ориентированный численный метод оценки тонального (а при наличии достаточных ресурсов – и широкополосного) шума винта на базе расчета невязкого обтекания одиночной лопасти, а также высокоточный метод прямого численного моделирования тонального шума в ближнем поле на основе решения уравнений Навье-Стокса методом Кабаре на вращающихся многозонных сетках.

Отлажена процедура применения этих методов для получения количественных оценок тонального шума несущего винта. Проведена валидация на экспериментальных данных на режиме висения, на режиме горизонтального полета, а также путем сравнения с результатами моделирования полного винта с помощью комплекса «Гербера». Проблемой является отсутствие надежной валидационной базы для режимов полета вперед, в том числе с учетом работы автомата-перекоса, что отражает отсутствие в РФ крупномасштабной акустической установки для исследования шума вертолетных винтов.

Самолетные винты

В 2023 году в ЦАГИ был разработан и изготовлен новый винтовой прибор, основанный на принципе вентильно-индукторной электрической машины с неравномерным воздушным зазором между ротором и статором, который позволил достичь частоты вращения маломасштабного винта более 14000 об/мин. В результате в АК-2 удалось впервые в отечественной практике провести комплексные валидационные измерения для самолетных винтов, включающие получение их аэродинамических (тяга и крутящий момент) и акустических характеристик. С использованием полученных данных показано, что разработанный в ЦАГИ программный комплекс «Гербера» позволяет с помощью численного моделирования корректно получать аэродинамические характеристики самолетных винтов и излучаемый ими тональный шум. Однако, проблемной задачей остается моделирование широкополосного шума. Для ее решения требуется валидационная база, полученная на крупномасштабных акустических установках, а также повышение вычислительных мощностей, которые позволят корректно моделировать широкополосный шум, связанный с рассеянием пульсаций турбулентного пограничного слоя на их задних кромках.

Что касается полуэмпирических и аналитических подходов к расчету тонального шума винтов, в проекте рассмотрены и провалидированы имеющиеся методы (подход Гутина, методика SAI AIR 1407, подход Хансона и др). Был разработан комбинированный метод расчета тонального шума самолетного винта на основе использования перечисленных полуэмпирических подходов. Валидация разработанного комбинированного метода была выполнена на основе эксперимента, поставленного в заглушенной камере АК-2 ЦАГИ, где для маломасштабной модели самолетного винта удалось реализовать режимы, близкие к натурным.

Выводы

В заключение отметим, что все основные задачи проекта РНФ № 21-71-30016 успешно выполнены или близки к завершению. При этом, как это часто бывает, по мере выполнения задач проекта выявились новые научно-технические проблемы, решение которых станет возможным по результатам завершения текущего проекта. Применительно к различным классам летательных аппаратов это:

- шум горячих струй
- шум ударных волн вентилятора
- нелокально реагирующие или щелевые ЗПК, создание моделей распространения звука в неоднородных каналах с потоком для эффективной настройки ЗПК
- создание малошумных винтов, с учетом вклада широкополосной составляющей
- Включение в схему расчета шума современного вертолета автомата перекоса, крутки, оптимизации законцовок и вихревой системы за лопастями.

Развитие российской гражданской авиации показало, что эти проблемы являются принципиально важными для современных самолетов с отечественными двигателями, вертолетов и сверхзвуковых пассажирских самолетов будущего. С развитием и становлением лаборатории (экспериментального и численного инструментария) появилась возможность рассмотреть эти новые фундаментальные проблемы в дальнейшем.