МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ ФОРМЫ КРЫЛА СВЕРХЗВУКОВОГО ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА С ЦЕЛЬЮ СНИЖЕНИЯ ВЕЛИЧИНЫ ЗВУКОВОГО УДАРА

А.В. Волков, У.Г. Ибрагимов, О.В. Карась
ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский, andrey.wolkov@tsagi.ru

В настоящее время активно прорабатываются проекты перспективных сверхзвуковых пассажирских самолетов нового поколения. Аэродинамический облик первого советского сверхзвукового пассажирского самолета был сформирован более 50 лет назад. Проектирование компоновок в то время базировалось главным образом на анализе многочисленных экспериментальных исследований. Отличительной чертой современных методов аэродинамического проектирования является возможность использования быстрых расчетных кодов адекватного определения аэродинамических и акустических характеристик обтекания, что открывает возможность построения различных алгоритмов поиска оптимальных решений.

Настоящая работа направлена на отработку алгоритма определения оптимальных аэродинамических форм крыла сверхзвукового гражданского самолета, обеспечивающих достижение высоких значений аэродинамического качества при условии низкого уровня звукового удара.

Прямой расчёт аэродинамических характеристик осуществляется с использованием разработанного в ЦАГИ кода BLWF [1], обеспечивающего достоверный и быстрый результат. BLWF – общее название семейства разработанных программ оперативного расчёта трансзвукового обтекания компоновок магистральных самолётов с учётом влияния вязкости, ориентированных на массовое использование в задачах аэродинамического проектирования. Метод, реализованный в коде BLWF, базируется на решении задачи о вязко-невязком взаимодействии потоков (зональный подход). В этом подходе предполагается, что все вязкие силы заключены в тонком пристеночном слое, что позволяет разбить расчетную область на две области - невязкую, где решаются уравнения Эйлера, и вязкую, в которой уравнения Рейнольдса, вследствие малой

толщины слоя, значительно упрощаются (уравнения пограничного слоя Прандтля). Решение во внешней (невязкой) и внутренней (вязкой) областях достигается последовательно с учетом взаимного воздействия одной области на другую. Режимы крейсерского полета, как правило осуществляются при безотрывном обтекании, когда воздействие вязких сил проявляется лишь в тонкой пристеночной области.

В представленной работе используется алгоритм автоматической генерации расчетных сеток с технологией «Химера». Согласно этой технологии расчет обтекания многоэлементной конфигурации осуществляется с использованием набора пересекающихся расчетных сеток. Каждая сетка генерируется около своего элемента компоновки независимо от других элементов. При расчете обтекания численное интегрирование уравнений движения осуществляется попеременно на каждой из расчетных сеток с обменом информацией между ними. Другими словами, предполагается, что необходимые граничные значения параметров потока на границе текущей сетки могут быть получены интерполяцией параметров потока, полученных на сетках соседних элементов. Для проведения расчетов обтекания сверхзвуковых самолетов была изменена процедура построения основной сетки фюзеляжа. Сеточные линии вдоль радиальных направлений наклонены к оси самолета под углом Маха $\beta = \arcsin 1/M$.

Конечно-разностная аппроксимация второго порядка точности стационарной формы уравнений Эйлера осуществляется в рамках метода конечных объёмов. Для расчета потоков на гранях ячеек используется вариант ошеровской модели приближенного решения задачи Римана о распаде разрыва, что даёт непрерывно дифференцируемые потоки и позволяет эффективно использовать алгоритмы ньютоновского типа при решении результирующей системы нелинейных разностных уравнений.

Предполагается, что во внешнем течении отсутствуют источники тепла. В этом случае уравнение энергии может быть исключено из системы определяющих уравнений без потери точности и заменено условием постоянства полной энтальпии, которое используется для расчета давления. При этом система решаемых уравнений сокращается до четырёх уравнений (уравнение неразрывности плюс три уравнения импульсов), что приводит к заметному сокращению вычислительной работы.

Для определения величины звукового удара используются подходы, описанные в [2]. На основе рассчитанного возмущения скорости в ближнем поле определяется функция Уитхема. Далее, в соответствии с теорией изложенной в работе [3], определяются распределение давления в ближнем, а затем и в дальнем поле (на земле). Окончательно, по эпюре давления на земле рассчитывается величина звукового удара для рассматриваемого варианта компоновки.

При оптимизации аэродинамической компоновки используется поход, основанный на итерационной градиентной процедуре. На первом шаге выполняется расчет реакций аэродинамических характеристик на заданные вариации геометрии. Далее формируется градиент вариации геометрии при условии неизменности подъемной силы и продольного момента всего ЛА. Затем осуществляется одномерный спуск до достижения минимума функционала целевой функции. Вариация формы крыла осуществляется посредством изменения угла крутки и средней линии заданного сечения крыла.

С целью демонстрации работоспособности разработанного метода рассмотрен вариант аэродинамической компоновки сверхзвукового гражданского самолета (СГС)с верхним расположением силовой установки рис. 1.

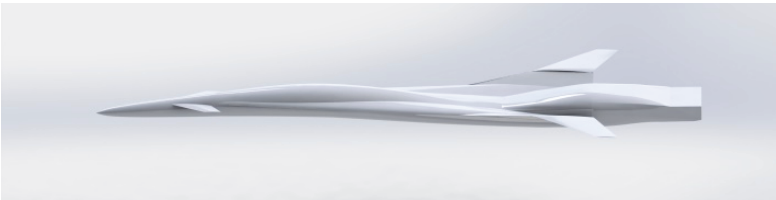

Рис. 1. Аэродинамическая компоновка СГС

Расчеты выполнялись при заданном значении коэффициента подъёмной силы и продольного момента. Задавались вариации крутки и угла V-образности двух концевых сечений крыла. В результате проведенной комплексной оптимизации удалось увеличить максимальное аэродинамическое качество тестовой компоновки на $\Delta \mathrm{Kmax} = 0.5$.

С целью определения Парето фронта ограничений компоновки по уровням аэродинамического качества и звукового удара при возможных вариациях форм крыла проведена серия прямых

расчетов, в которой варьировались три параметра: координата передней кромки среднего опорного сечения крыла, координата передней кромки крайнего опорного сечения крыла и крута консольной части крыла.

В работе получено поле возможных значений аэродинамического качества и уровня громкости звукового удара (парето-фронт) при заданном Суа, рис. 2. На этом рисунке сплошной линией показан парето-фронт решений. Было рассмотрено около 300 различных конфигураций. Полное время расчетов составило ~12 часов.

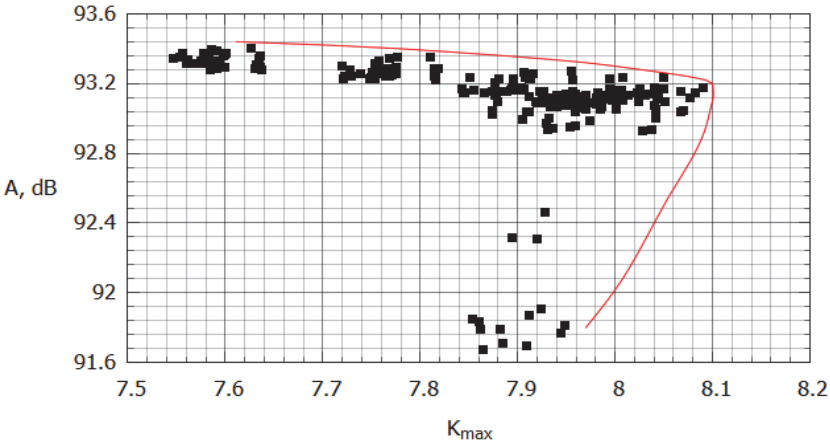

Рис. 2. Поле возможных значений аэродинамического качества и уровня громкости звукового удара

Работа выполнена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 17 мая 2022г. № 075-15-2022-1023).

Литература

1. Kovalev V.E., Karas O.V. Computation of transonic flows around a wing-plus-fuselage configuration taking viscous effects and a thin separated region into account. Recherche Aerospatiale. 1994. № 1. С. 23-38.
2. Чернышев С.Л. Звуковой удар. М.: Наука, 2011 – 351 с.
3. Жилин Ю.Л., Коваленко В.В. О связывании ближнего и дальнего полей в задаче о звуковом ударе // Ученые записки ЦАГИ, т. XXIX, № 3-4, 1998.