

Научная статья
УДК 533.69
doi: 10.17223/7783494/2/4

Оптимальное аэродинамическое проектирование как элемент технологии обеспечения безопасности в гражданской авиации

Сергей Владимирович Пейгин¹

¹ООО «ОПТАКОНТ», Москва, Россия, mishpahat_peiguine@yahoo.com

Аннотация. Рассматривается один из элементов технологии, обеспечивающей безопасность жизнедеятельности в гражданской авиации – оптимальное аэродинамическое проектирование, позволяющее достичь ключевых аэродинамических характеристик летательного аппарата, необходимых для гарантированно безопасного полета в широком диапазоне изменения его условий. Данный метод позволяет найти оптимальную форму для конфигурации крыло–фюзеляж–моторгондоль двигателя, которая обеспечивает минимальное сопротивление при фиксированной подъемной силе с учетом многочисленных геометрических и аэродинамических условий. Решение задачи получено на основе сочетания численных решений полных уравнений Навье–Стокса для турбулентных течений вязкого сжимаемого газа с методом глобального оптимального поиска на базе генетических алгоритмов с учетом конструктивных параметров и конструктивных ограничений. Показано, что оптимальное решение отвечает всем заданным ограничениям на форму проектируемого самолета и его аэродинамические свойства, обладает достаточно малым полным сопротивлением при заданных условиях крейсерского полета.

Ключевые слова: оптимальное проектирование, полные уравнения Навье–Стокса, коэффициент сопротивления, момент тангажа, коэффициент подъемной силы

Для цитирования: Пейгин С.В. Оптимальное аэродинамическое проектирование как элемент технологии обеспечения безопасности в гражданской авиации // Технологии безопасности жизнедеятельности. 2023. № 2. С. 46–57. doi: 10.17223/7783494/2/4

Original article
doi: 10.17223/7783494/2/4

Optimal aerodynamic design as an element of safety technology in civil aviation

Sergei V. Peigin¹

¹OPTACONT Ltd., Moscow, Russian Federation, mishpahat_peiguine@yahoo.com

Abstract. The article discusses one of the elements of technology that ensures life safety in civil aviation - optimal aerodynamic design, which allows achieving the key aerodynamic characteristics of an aircraft necessary for a guaranteed safe flight in a wide range of changes in its conditions. This method makes it possible to find the optimal shape for the wing-fuselage-engine nacelle configuration, which provides the minimum drag at a fixed lift, taking into account numerous geometric and aerodynamic conditions. The solution of the problem is obtained on the basis of a combination of numerical solutions of the complete Navier-Stokes equations for turbulent flows of a viscous compressible gas with the method of global optimal search based on Genetic Algorithms, taking into account design parameters and design constraints. It is shown that the optimal solution meets all the given restrictions on the shape of the designed aircraft and its aerodynamic properties, has a sufficiently small total drag under given cruising flight conditions.

Keywords: optimal design, full Navier-Stokes equations, drag coefficient, pitch moment, lift coefficient

For citation: Peigin, S.V. (2023) Optimal aerodynamic design as an element of safety technology in civil aviation. *Tekhnologii bezopasnosti zhiznedeyatelnosti – Life Safety / Security Technologies*. 2. pp. 46–57. doi: 10.17223/7783494/2/4 (In Russian).

Введение

За последние двадцать лет проектирование аэродинамических форм с помощью методов CFD привлекло большое внимание ученых и промышленный интерес [1–7]. В авиационной промышленности существуют ожидания, что использование автоматических методов оптимизации могли бы существенно сократить процесс аэродинамиче-

ского проектирования (особенно на этапе эскизного проектирования, который может стоить более 100 млн USD [8]). Также предполагается, что точные оптимизационные алгоритмы могут улучшить качество дизайна, сделав проект более конкурентоспособным.

Целый ряд подходов к решению проблемы оптимизации аэродинамической формы был предложен на основе различных моделей аэродинамиче-

ского моделирования и методов оптимального поиска.

Тем не менее до настоящего времени влияние инструментов CFD-оптимизации для практического проектирования самолетов довольно ограничено и все еще далеко от ожиданий. Причины этого следующие. Во-первых, многие из разработанных методов используют недостаточно точные математические модели описания газового потока, такие как невязкие уравнения Эйлера, которые могут вести к неправильным выводам, особенно в ситуациях, когда эффекты вязкости имеют решающее значение. Кроме этого, многие методы оптимизации, используемые для оптимизации формы, направлены на поиск локального экстремума (например, методы градиентного поиска). Это может стать серьезным препятствием для успешной оптимизации, поскольку (как и во многих задачах нелинейной оптимизации) рассматриваемая целевая функция имеет большое количество локальных минимумов. Еще одним принципиальным недостатком является невозможность точного учета большого количества ограничений, накладываемых на оптимальное решение, что характерно для промышленного аэродинамического проектирования. Наконец, чтобы добиться промышленного успеха, процесс оптимизации должен быть автоматическим. Это означает, что как только исходная геометрия, условия проектирования и ограничения заданы, перенастройка входных параметров не требуется и оптимизация продолжается без необходимости вмешательства пользователя.

С целью преодоления этих трудностей был разработан точный, надежный и вычислительно эффективный подход к многоточечному оптимальному проектированию конфигурации крыло-фюзеляж-мотогондола двигателя самолета с учетом многочисленных ограничений различного типа. Он основан на использовании полной аэродинамической модели (полных уравнений Навье-Стокса) и глобальных методов поиска (используя смешанные детерминированные / вероятностные методы генетических алгоритмов), позволяющих учитывать одновременно большое количество ограничений. Возможности метода были продемонстрированы на примере аэродинамического проектирования крыла для конфигурации, характерной для самолетов бизнес-класса. В этом примере оптимизации подверглась форма крыла снаружи от корня крыла. Хотя формы фюзеляжа и мотогондолы оставались неизменными, оптимальное проектирование позволило учесть эффект взаимодействия крыла с другими элементами компоновки. Результаты показали, что предлагаемый метод обеспечивает низкий уровень полного сопротивления всего самолета в крейсерском режиме,

позволяет точно учесть большое количество ограничений и обеспечивает требуемый уровень аэродинамических характеристик, необходимых для обеспечения безопасности полета самолета в широком диапазоне изменения условий полета.

Постановка задачи

Рассматриваемая задача оптимального аэродинамического проектирования решается на стадии эскизного проектирования, когда основные целевые характеристики самолета, такие как дальность полета, весовые параметры и общая компоновка самолета, уже определены.

Это позволяет уточнить наряду с геометрическими характеристиками конструкции аэродинамические характеристики: крейсерский коэффициент подъемной силы C_Y и число Маха, максимальное значение допустимой величины момента такжа C_M , минимальное значение допустимого C_Y^{\max} при взлете и т.д.

В качестве целевой функции используется полное сопротивление всего самолета, так как это принятый в проектировании чувствительный показатель общих аэродинамических характеристик самолета. Учет ограничений на оптимальное решение осуществляется на основе двух подходов. Там, где это возможно, ограничения учитываются точно. Оставшиеся ограничения преобразуются в альтернативные ограничения, которые выражаются через сопротивление. Например, геометрические ограничения и такие аэродинамические ограничения, как заданный коэффициент подъемной силы, выполняются точно, в то время как требование на достаточно высокий C_Y^{\max} при взлете переформулировано в терминах минимизации полного сопротивления в соответствующих летных условиях.

Сформулируем в точных терминах проблему оптимизации. Начнем с однотоочечной задачи. Ее цель – найти аэродинамическую форму, которая минимизирует коэффициент полного сопротивления C_x с учетом следующих аэродинамических и геометрических ограничений:

1) Аэродинамические ограничения: заданный постоянный коэффициент подъемной силы C_Y и максимально допустимый момент тангажа M_z .

2) Геометрические ограничения на следующие величины, задаваемые для каждой оптимизируемой секции крыла:

- относительная толщина секции крыла $(t/c)_i$;
- радиус кривизны передней кромки секции крыла $(R_L)_i$;
- угол задней кромки секции крыла $(q_T)_i$;
- локальные толщины секции крыла $(y/t)_{ij}$.

В этих ограничениях $i = 1, \dots, N_{ws}$ – число секций по размаху крыла, а $j = 1, \dots, N_{bs}(i)$ – число ограничений на локальную толщину в секции номер i .

Отметим что с точки зрения безопасности полета, ключевыми элементами здесь являются удовлетворение ограничения на момент тангажа в крейсерском полете (которое обеспечивает устойчивость полета к малым возмущениям) и достижения необходимо-достаточной величины коэффициента подъемной силы C_Y^{\max} при взлете.

Цель многоочечной оптимизации – минимизировать взвешенную комбинацию коэффициентов сопротивления в нескольких точках дизайна. При этом геометрические ограничения не зависят от точки дизайна, а аэродинамические ограничения задаются для каждой точки дизайна по отдельности.

Решение задачи для реальных конфигураций является сложным в силу нижеследующих причин:

– Точный расчет сопротивления очень сложен для реальных конфигураций.

– Нет общего решения проблемы глобального геометрического представления аэродинамических поверхностей.

– Оптимальный поиск происходит в пространстве высокой размерности.

– Необходим эффективный учет большого числа нелинейных ограничений.

– Решение задачи требует огромнейшего объема вычислений.

В соответствии с вышесказанным, базовый алгоритм оптимального аэродинамического проектирования содержит три основных элемента:

1. Расчет целевой функции (в нашем случае это коэффициент полного сопротивления самолета C_X) на базе численного расчета обтекания аэродинамических конфигураций потоком вязкого сжимаемого газа на основе математической модели высокого уровня точности (осредненных по числу Рейнольдса полных уравнений Навье–Стокса).

2. Поиск оптимальной геометрии на базе алгоритма глобального оптимального поиска с учетом заданных многочисленных ограничений различного типа на оптимальное решение.

3. Повышение вычислительной эффективности на базе алгоритма параллелизации вычислительного потока на многопроцессорном вычислительном кластере.

Алгоритм оптимизации

Базовая методология

Геометрия крыла задается его двумерной формой в плане и базовыми секциями крыла, расположенными вдоль его размаха. Каждая базовая секция задается координатами X и Y нормализованного профиля, расположением его задней кромки и величи-

ной кривки. Аналитическое представление каждого аэродинамического профиля определяется гладким сопряжением двух сплайнов Безье, которые аппроксимируют верхнюю и нижнюю поверхности аэродинамического профиля. Всего для каждого профиля используется 17 коэффициентов Безье. Эти коэффициенты Безье вместе со значениями кривки и поперечного угла дают аналитическое представление поверхности крыла в предположении, что соседние по размаху сечения соединены линейчатой поверхностью. Таким образом, в случае трехсекционного крыла общее количество переменных проектирования равно 57.

Исходная поверхностная сетка самолета является базой для построения трехмерной многоблочной структурированной вычислительной сетки. Глобальная трехмерная область разделена на более мелкие блоки, каждый из которых представляет собой структурированную сетку. Структурированные блоки объединяются в многосеточные уровни, начиная от грубого до тонкого уровня.

Расчеты аэродинамических характеристик самолета проводились с использованием вычислительного кода высокой точности для решения усредненных по Рейнольдсу полных уравнений Навье–Стокса вязкой сжимаемой жидкости в турбулентном режиме на основе надежного, высокоточного и вычислительно-эффективного численного метода высокого порядка точности с использованием схемы ENO (Essentially Non-Oscillatory Scheme) и многосеточного подхода (multigrid approach) с использованием многоблочных структурированных вычислительных сеток при трансзвуковых скоростях полета на высокопроизводительных многопроцессорных вычислительных комплексах.

Основными характеристиками кода являются использование многоблочных структурированных сеток, многосеточного (многоуровневого) подхода, схемы высокого порядка точности, учёт турбулентности и глубокая параллелизация.

В алгоритме кода конвективная часть уравнений аппроксимируется характеристическим оператором первого порядка, который легко обращается. Эта схема применяется везде при многосеточной релаксации. При этом схема высокого порядка ENO/WENO определяет поправки в правую часть дискретного уравнения только на самом тонком сеточном уровне, а вязкие члены аппроксимируются обычным образом.

Код обеспечивает точный расчет сопротивления для сложных аэродинамических конфигураций, достигая хорошей точности на грубых сетках. В нём отсутствуют искусственные параметры. Все эти качества делают код подходящим для промышленных приложений.

В качестве поисковой машины оптимизация использует генетический алгоритм. Генетические алгоритмы (ГА), основанные на комбинации детерминистических и вероятностных подходов, имитируют эволюционный процесс в природе. В качестве базового варианта используются ГА с плавающей точкой и следующие генетические операторы: турнирная селекция, односточечный оператор размножения, неравномерная мутация и элитизм. В рамках многоочечной оптимизации алгоритм использует гибридный генетический поиск оптимальных решений в сочетании с методом аппроксимационных математических моделей и связанных локальных баз данных, получаемых на основе высокоточных численных решений уравнений Навье–Стокса.

Учет ограничений на оптимальное решение

В задаче оптимизации аэродинамических форм учет ограничений на решение исключительно важен. Причина этого в том, что (как и во многих реальных задачах) оптимальное решение не является локальным минимумом. Вместо этого оптимальное решение обычно располагается на многомерной поверхности, отделяющей область допустимых значений от области, где решение не может быть реализовано, в том числе по причине отсутствия безопасности полета. Более того, топология этой поверхности часто заранее неизвестна. Например, в случае оптимизационной задачи с ограничением на момент тангажа определение такой границы требует большого количества вычислительно сложных численных расчетов.

В связи с этим был использован принципиально новый подход к учёту нелинейных ограничений, который можно очертить следующим образом:

– Изменение традиционной стратегии, в которой маршрут поиска может проходить только через допустимые (удовлетворяющие ограничениям) точки, посредством допущения маршрутов, проходящих как через допустимые, так и через недопустимые точки. Основная идея этого подхода состоит в том, что информация из «запретных» (т.е. не удовлетворяющих ограничениям) областей может оказаться очень важной, и путь к оптимальной точке, пролегающий через эти области, может оказаться существенно короче.

– С этой целью строится расширение целевой функции, производя её оценку также и в недопустимых точках. Это оказалось возможным в силу одного из базовых свойств ГА: в противоположность классическим методам оптимизации ГА допускают негладкие расширения целевых функций.

Вычислительная эффективность

Стандартные ГА обладают низкой вычислительной эффективностью в тех случаях, когда расчёт

целевой функции является вычислительно ёмким (как это имеет место в нашем случае при решении уравнений Навье–Стокса).

Чтобы эффективно имплементировать ГА, было необходимо значительно повысить вычислительную эффективность. Дело в том, что традиционное использование ГА требует очень большого объёма вычислений (даже алгоритм с населением $M = 100$ требует – в случае 200 поколений – по меньшей мере 20 000 решений полных уравнений Навье–Стокса), что практически является абсолютно неприемлемым.

Требования вычислительной эффективности диктуют следующие свойства алгоритма: число точных расчетов уравнений Навье–Стокса должно быть очень ограничено, и тем не менее алгоритм должен обеспечить быстрый и достаточно точный расчет целевой функции при генетическом поиске.

Чтобы преодолеть это, мы используем метод аппроксимационных моделей в специально разработанной нами форме метода локальных аппроксимаций, в котором функционалы на решении (такие, как подъёмная сила и сопротивление) аппроксимируются на основе локальной базы данных. База данных строится посредством решения полных уравнений Навье–Стокса в дискретной окрестности текущей базовой точки в пространстве поиска.

Для обеспечения точности оптимального поиска мы сочетаем использование приближённых и «точных» (полученных на основе полных уравнений Навье–Стокса) решений с помощью принципа «предикции – верификации». На стадии предикции одновременно производится генетический поиск на ряде вложенных поисковых областей. Поиск на каждой такой области порождает (суб)оптимальную точку, и на стадии верификации весь набор таких точек – «кандидатов» проверяется посредством решения полных уравнений Навье–Стокса, тем самым определяя финальную оптимальную точку.

С целью преодоления локальной природы описанной выше аппроксимации и обеспечения глобальности поиска производятся внешние итерации так, что в каждой итерации финальный оптимум служит отправной точкой для следующей итерации.

Фактически мы используем гибридный ГА, сочетающий внешние итерации с общепринятым генетическим поиском в ограниченных областях пространства поиска. Количество внешних итераций, необходимых для сходимости всего процесса, обычно не превышает 8–10.

Чтобы сделать оптимизацию аэродинамических форм практически выполнимой, была разработана многоуровневая параллелизация вычислительного потока на многопроцессорном вычислительном кластере.

Было использовано пять переплетающихся уровней параллелизации.

На Уровне 1 параллелизовано вычисление целевой функции (решение уравнений Навье–Стокса). В ней используется метод геометрической декомпозиции. Благодаря тому, что полная вычислительная область составлена из блоков, делается возможным распределить группы блоков по ведомым процессорам, контролируемым ведущим процессором. Каждый ведомый процессор выполняет вычисления в ячейках блоков, распределённых на него. На каждой итерации происходит обмен приграничной блочной информацией между процессорами так, что граничные полосы ячеек каждого блока получают данные из граничных полос соседних с ними блоков. Количество передаваемой информации пропорционально размеру сеточного шаблона (по большей части он равняется единице). Параллельная эффективность Уровня 1 превышает 90%.

Уровень 1 задействован совместно с Уровнем 2, который осуществляет параллельное сканирование поискового пространства (обработка тестируемых геометрий).

Уровни 1 и 2 улучшают вычислительную эффективность той части алгоритма, которая относится к расчёту обтеканий, в то время как на Уровнях 3–5 параллелизуется собственно оптимизационный поиск.

На Уровне 3 осуществляется параллелизация генетического поиска. Параллелизация на Уровне 3 происходит во взаимодействии с Уровнем 4, который осуществляет оптимальный поиск на ряде поис-

ковых областей. Уровень 5 осуществляет параллельную генерацию сеток. Параллелизация была осуществлена на многопроцессорном кластере с помощью стандартного пакета PVM.

Анализ результатов

Исходная геометрия и условия проектирования

Метод был применен к задаче многоточечной оптимизации с учетом многочисленных ограничений для аэродинамической компоновки, характерной для самолета транспортного типа. Исходная геометрия представлена на рис. 1.

Данная геометрия является типичной для широкого класса реактивных гражданских самолетов с мотогондолой двигателя, смонтированной на фюзеляже позади крыла. Такая компоновка позволяет избежать ухудшения аэродинамических характеристик крыла за счет отсутствия сильного влияния мотогондолы, но усложняет задачу обеспечения устойчивости полета (из-за более сильных ограничений на момент тангажа). Крыло было определено тремя секциями, а форма крыла в плане имела постоянную стреловидность передней кромки и переменную стреловидность задней кромки. Общее количество геометрических ограничений (относительная толщина секционных профилей, относительная толщина в местах расположения топливного бака, угол крутки профиля, радиус кривизны передней кромки, угол схода потока с задней кромки) равнялось 10.

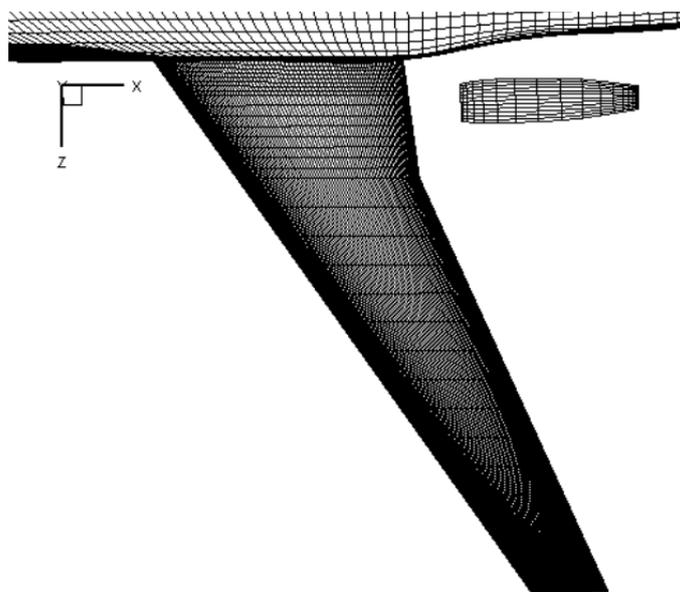


Рис. 1. Конфигурация крыло–фюзеляж–мотогондола двигателя. Вычислительная сетка. Вид сверху

Fig. 1. Wing-fuselage-engine nacelle configuration. Computing grid. View from above

В качестве исходной геометрии были использованы два набора аэродинамических профилей для

корневой, средней и концевой секций крыла. Первый набор включал профили, которые были ранее

получены для оптимального проектирования той же конфигурации, но без мотогондолы двигателя. Во втором наборе профиль средней секции был заменен на симметричный профиль с той же относительной максимальной толщиной, что и в первом наборе. Эта стартовая геометрия (очень далекая от оптимальной для любых полетных условий) была выбрана для оценки способности находить оптимальные решения «с нуля», т.е. начиная с начальной формы, далекой от оптимальной. В обоих случаях соответствующие стартовые профили имели одинаковые относительные максимальные толщины.

Исходная конфигурация крыло–фюзеляж–мотогондла с первым набором профилей обозначена GWBN_orig, а со вторым набором аэродинамических профилей – GWBN_orig_symm. Вычислительная сетка включает 58 блоков, а общее число узлов в расчетной сетке приближается к 1 300 000.

Основная точка проектирования соответствует крейсерскому режиму: $C_Y = 0,50$; $M = 0,84$; $Re = 5\,000\,000$. Эта точка использовалась для одноточечной оптимизации, описанной ниже. Первой расчетной точкой многоточечной оптимизации была точка проектирования для одноточечной оптимизации, а вторая точка была выбрана при более высоком числе Маха $M = 0,86$ с $C_Y = 0,50$; $Re = 5\,000\,000$. Геометрические ограничения были наложены на толщину радиусов передней кромки и углы схода потока с задней кромки крыла и должны были быть сохранены на уровне исходной геометрии.

Одноточечная оптимизация

Прежде всего был проведен аэродинамический анализ исходной конфигурации GWBN_orig в условиях крейсерского режима в первой точке проектирования: $C_Y = 0,50$; $M = 0,84$; $Re = 5\,000\,000$. Расчет на тонкой сетке дал следующие результаты: $C_Y = 0,50$; $C_X = 331$ аэродинамический каунт. Распределение давления на верхней поверхности конфигурации показано на рис. 2. При большем числе Маха $M = 0,86$ и той же величине коэффициента подъемной силы значение сопротивления составляет 354 каунта. Соответствующее распределение давления представлено на рис. 3.

Конфигурация GWBN_orig также анализировалась в более широком диапазоне условий обтекания. Соответствующие поляры сопротивления при фиксированных значениях чисел Маха ($M = 0,84$ и $M = 0,86$), а также зависимость сопротивления от числа Маха при фиксированном значении коэффициента подъемной силы $C_Y = 0,50$ для этой исходной конфигурации представлены ниже.

В целом проведенный аэродинамический анализ позволяет сделать вывод, что:

1. Начальная конфигурация GWBN_orig демонстрирует достаточно хорошее поведение в основной точке проектирования, что, по-видимому, связано с его оптимальностью при отсутствии гондолы.

2. По мере увеличения числа Маха набегающего потока интенсивность ударной волны над GWBN_orig возрастает.

3. Конфигурация имеет потенциал для снижения полного сопротивления как в основной расчетной точке, так и при более высоких числах Маха, что в конечном итоге может привести к возможности увеличения скорости крейсерского режима.

Первая одноточечная оптимизация (обозначенная GWBN_1p_opt) в основной точке проектирования была выполнена, начиная с геометрии GWBN_orig. Эти трансзвуковые условия с сочетанием большой подъемной силы и высокого числа Маха, которые представляют собой серьезную проблему при проектировании. Оптимизация уменьшила значение сопротивления на 10 аэродинамических каунтов по сравнению с GWBN_orig (с 331 до 321). Снижение сопротивления в основном связано с устранением волнового сопротивления (выигрыш 8,5 каунта), в то время как вязкое сопротивление уменьшилось только на 1,5 каунта. Однако при более высоком числе Маха $M = 0,86$ и при том же $C_Y = 0,50$ значение коэффициента сопротивления уменьшилось на небольшую величину, всего на 1 каунт в сравнение с исходной конфигурацией (от 354 до 353 отсчетов). Распределение давления на оптимизированной конфигурации показано на рис. 4, формы оптимальных сечений крыла – на рис. 5, а, поляры сопротивления – на рис. 6.

Сравнение секционных профилей GWBN_1p_opt и GWBN_orig показывает, что изменение формы гораздо более выражено для средней секции. Этого следовало ожидать, поскольку добавление мотогондолы оказало бы большее влияние на внутреннюю часть крыла. В средней секции крыла задняя часть оптимизированного аэродинамического профиля имеет повышенную кривизну на нижней поверхности, что делает профиль более закритическим. Оптимизированный изгиб аэродинамического профиля также имеет небольшой наклон передней кромки, который был и в исходной геометрии. Важно отметить, что ограничение на относительную толщину крыла выполняется с высокой точностью.

Анализ распределений давления при расчете $M = 0,84$, $C_Y = 0,50$ (см. рис. 4) показывает, что изменение формы привело к гораздо более плавным контурам давления, особенно во внутренней части крыла. Благоприятное перераспределение нагрузки на крыло уменьшило зону пониженного давления и ударную нагрузку, поскольку волна значительно ослабла. На основе анализа поляры сопротивления

на рис. 6 и зависимости сопротивления от числа Маха можно сделать вывод, что при $M = 0,84$ оптимизированное крыло демонстрирует хорошее поведение далеко за пределами условий проектирования. Снижение полного сопротивления начинается с $C_Y = 0,25$, и при неизменном расчетном $C_Y = 0,50$

уменьшение полного сопротивления начинается в дозвуковых условиях и простирается до $M = 0,86$. Однако при числах Маха выше точки проектирования улучшение незначительно, и снижение полного сопротивления при $M = 0,86$ оказалось сравнимым с расчетной точностью.

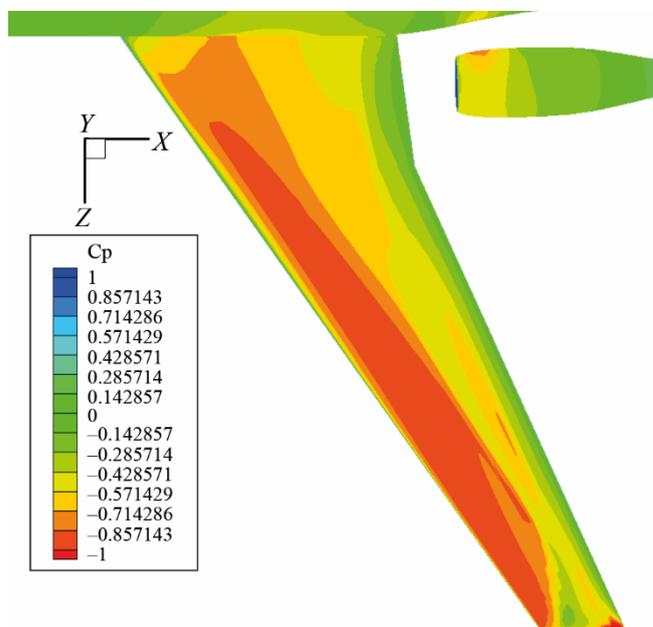


Рис. 2. Начальная конфигурация GWBN_orig. Распределение давления. Вид сверху.
 $C_Y = 0,50$; $M = 0,84$; $C_X = 331$ аэродинамический каунт

Fig. 2. Initial configuration GWBN_orig. Pressure distribution. View from above.
 $C_Y = 0.50$; $M = 0.84$; $C_X = 331$ aerodynamic count

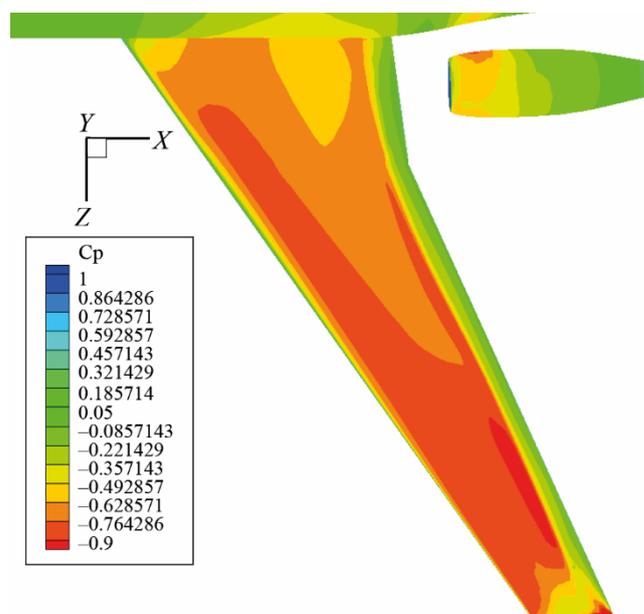


Рис. 3. Начальная конфигурация GWBN_orig. Распределение давления. Вид сверху.
 $C_Y = 0,50$; $M = 0,86$; $C_X = 354$ аэродинамических каунтов

Fig. 3. Initial configuration GWBN_orig. Pressure distribution. View from above.
 $C_Y = 0.50$; $M = 0.86$; $C_X = 354$ aerodynamic counts

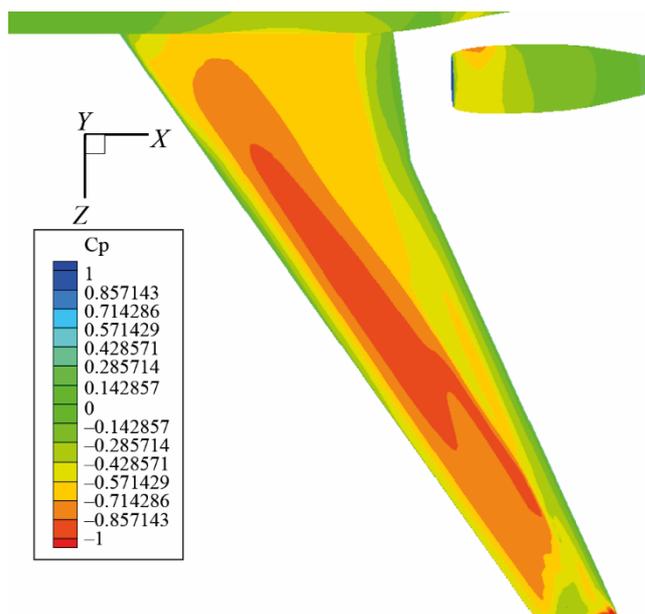


Рис. 4. Одноточечная оптимизация GWBN_1p_opt. Распределение давления. Вид сверху.
 $C_Y = 0,50$; $M = 0,84$; $C_X = 321$ аэродинамический каунт

Fig. 4. One-point optimization GWBN_1p_opt. Pressure distribution. View from above.
 $C_Y = 0.50$; $M = 0.84$; $C_X = 321$ aerodynamic count

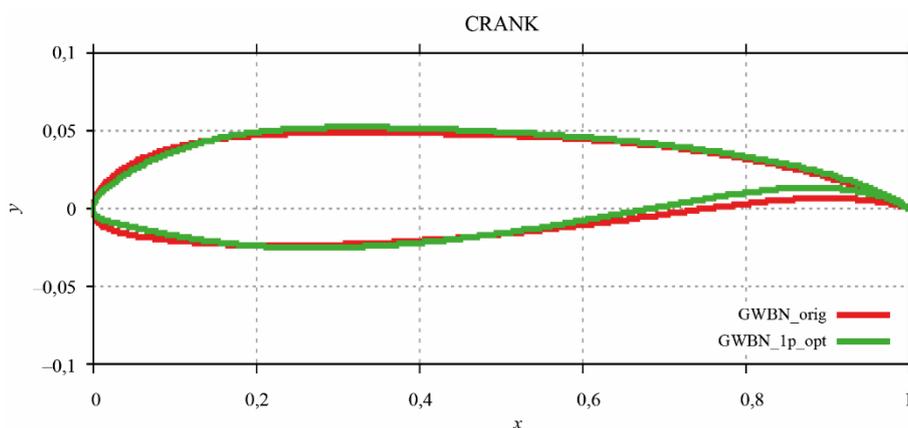


Рис. 5. Одноточечная оптимизация GWBN_1p_opt. Средняя секция крыла. Сравнение с начальной геометрией GWBN_orig

Fig. 5. One-point optimization GWBN_1p_opt. Middle section of the wing. Comparison with initial geometry GWBN_orig

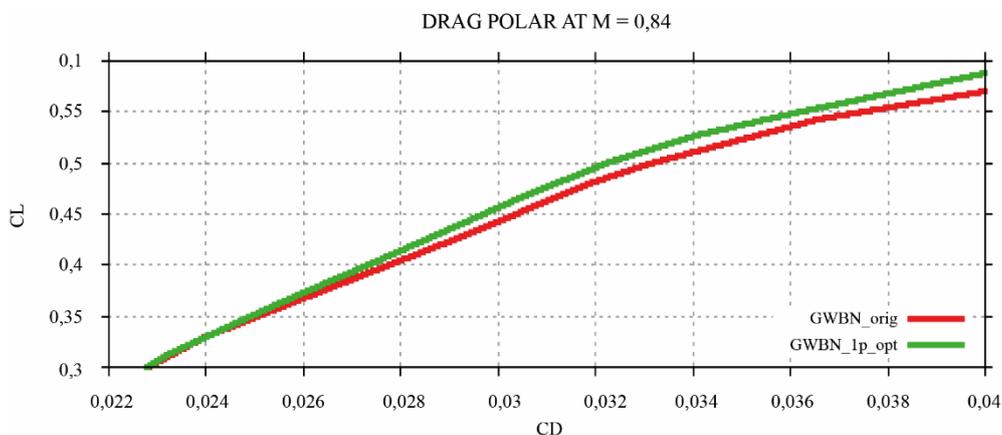


Рис. 6. Поляры сопротивления при $M = 0,84$

Fig. 6. Drag polars at $M = 0.84$

В связи с этим возникают следующие вопросы:

- Насколько уникально найденное решение?
- Способен ли оптимизационный алгоритм найти решение, близкое к глобальному оптимуму?
- Как улучшить аэродинамические характеристики при числах Маха выше расчетных?

Для того чтобы пролить свет на первые два вопроса, была проведена дополнительная одноточечная оптимизация для тех же условий проектирования, но для другой начальной геометрии, обозначенная как *GWBN_1ps_opt*. Разница между двумя начальными геометриями заключалась в том, что начальная геометрия (обозначенная *GWBN_orig_symm*) была намеренно «испорчена» заменой средней секции крыла с суперкритического на симметричный профиль. В результате распределение давления на верхней поверхности такой новой исходной конфигурации имеет сильную ударную волну в условиях крейсерского полета и существенно увеличивает полное сопротивление самолета до 388 аэродинамических каунта.

Вторая одноточечная оптимизация имела следующие цели:

- Оценить способность оптимизационного алгоритма находить оптимальные решения «с нуля» (что, по-видимому, затрудняет поиск пути к оптимуму).
- Сравнить новое оптимальное решение с предыдущим.

Были получены следующие результаты:

– Оптимальная геометрия *GWBN_1ps_opt* имеет тот же уровень полного сопротивления в точке проектирования, что и *GWBN_1p_opt* (321 аэродинамический каунт).

– Полученные с разных начальных условий оптимальные геометрии крыла очень близки друг к другу и практически неразличимы.

– Поляра сопротивления для *GWBN_1ps_opt* при $M = 0,84$ очень близка к поляре сопротивления для геометрии *GWBN_1p_opt*, но предсказуемо демонстрирует огромное преимущество по сравнению с исходной конфигурацией *GWBN_1p_orig_symm*.

По мнению автора, этот результат свидетельствует о том, что разработанный оптимизационный алгоритм способен находить решения, «далеко удаленные» от исходной точки, и хорошее приближение к глобальному оптимуму независимо исходной геометрии.

Многоточечная оптимизация

Для улучшения аэродинамических характеристик при высоких околосзвуковых числах Маха была проведена многоточечная оптимизация (обозначенная как *GWBN_2p*). Первой точкой этой оптимизации была одноточечная оптимизация *GWBN_1p* (крей-

серские условия), а вторая точка была выбрана на более высоком уровне $M = 0,86$. Двухточечная оптимизация началась с той же исходной конфигурации *GWBN_orig*, что и первая одноточечная оптимизация *GWBN_1p_opt*.

В крейсерских условиях оптимизация *GWBN_2p_opt* уменьшила полное сопротивление на 10 аэродинамических каунтов по сравнению с *GWBN_orig* (от 331 до 321), что соответствует снижению сопротивления для одноточечной оптимизации *GWBN_1p_opt*. При более высоком числе Маха $M = 0,86$ коэффициент сопротивления уменьшился на 6 единиц по сравнению с исходной конфигурацией (с 354 до 348). Подобно одноточечной оптимизации, уменьшение сопротивления в основном произошло за счет уменьшения волнового сопротивления.

Сравнивая двухточечную оптимизацию *GWBN_2p_opt* с одноточечной оптимизацией *GWBN_1p_opt*, мы можем сделать вывод, что выигрыш в полном сопротивлении, достигнутый в *GWBN_1p_opt*, сохраняется в основной расчетной точке, при этом значительно увеличивается при более высоких значениях числа Маха. Распределения давления на верхней поверхности оптимизированной конфигурации показаны на рис. 7–8, а зависимость сопротивления от числа Маха при фиксированном значении коэффициента подъемной силы – на рис. 9.

При $M = 0,84$, аналогично одноточечной оптимизации *GWBN_1p_opt*, многоточечная оптимизация *GWBN_2p_opt* привела к положительному результату. Перераспределение нагрузки на крыло, уменьшающее зону пониженного давления, и распределения давления. *GWBN_2p_opt* близки к *GWBN_1p_opt*. В связи с добавлением в оптимизацию второй точки при $M = 0,86$ картина распределения давления улучшилась по сравнению с *GWBN_1p_opt*, что и привело к снижению сопротивления при более высоких числах Маха.

Этот вывод далее подтверждается сравнением кривых роста сопротивления от числа Маха. До $M = 0,84$ кривая *GWBN_2p_opt* почти идентична кривой *GWBN_1p_opt*, но, начиная с $M = 0,84$, двухточечная оптимизация неизменно приводила к более низкому уровню сопротивления, что, конечно же, объясняется влиянием более высокой расчетной точки по числу Маха.

В основной точке проектирования в обоих случаях достигнут одинаковый уровень сопротивления, а во второй расчетной точке $M = 0,86$ и при более высоких числах Маха многоточечная оптимизация привела к улучшению аэродинамических характеристик.

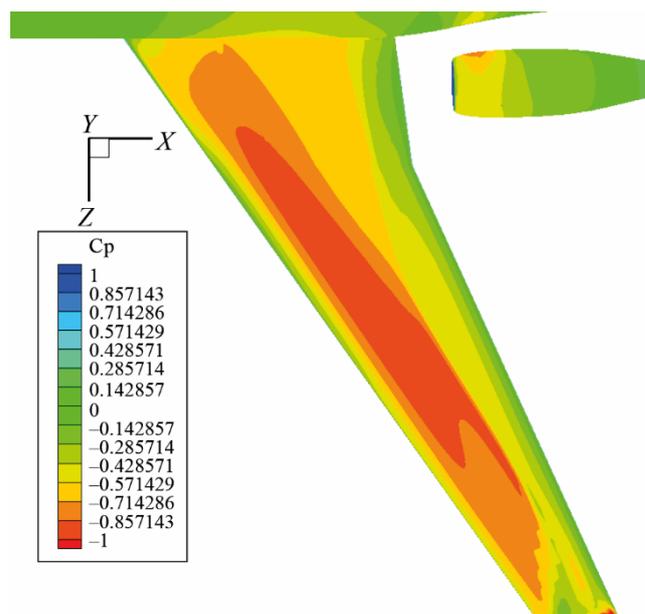


Рис. 7. Двухточечная оптимизация GWBN_2p_opt. Распределение давления. Вид сверху.

$C_Y = 0,50$; $M = 0,84$; $C_X = 321$ аэродинамический каунт

Fig. 7. Two-point optimization GWBN_2p_opt. Pressure distribution. View from above.

$C_Y = 0.50$; $M = 0.84$; $C_X = 321$ aerodynamic count

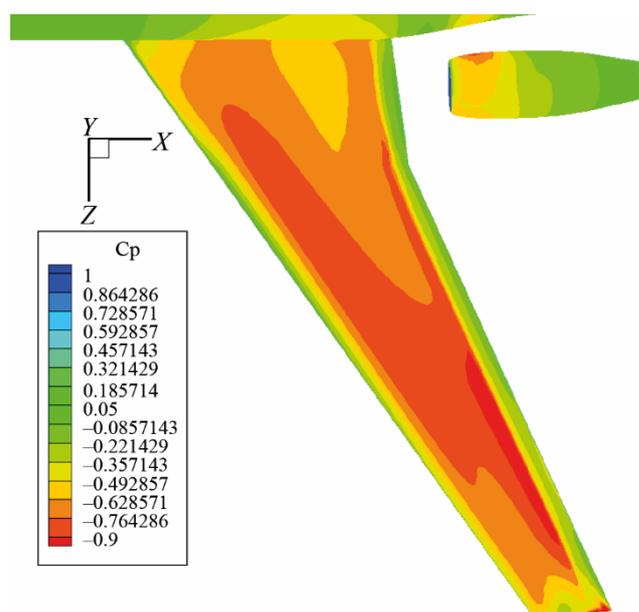


Рис. 8. Двухточечная оптимизация GWBN_2p_opt. Распределение давления. Вид сверху.

$C_Y = 0,50$; $M = 0,86$; $C_X = 348$ аэродинамических каунтов

Fig. 8. Two-point optimization GWBN_2p_opt. Pressure distribution. View from above.

$C_Y = 0.50$; $M = 0.86$; $C_X = 348$ aerodynamic counts

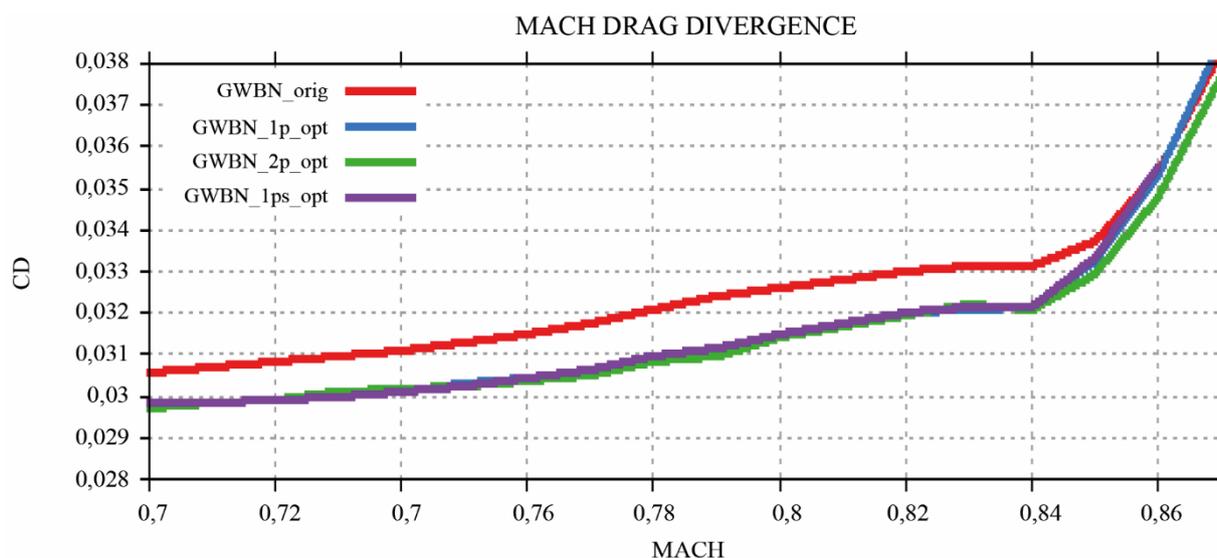


Рис. 9. Зависимость сопротивления от числа Маха при $C_Y = 0,50$

Fig. 9. Dependence of the drag on the Mach number at $C_Y = 0.50$

Это можно объяснить тем, что в заданных расчетных условиях существует ряд близких к оптимальным форм со значением сопротивления в пределах вычислительной точности (которую мы здесь оцениваем одним аэродинамическим каунтом).

Эти решения образуют пул форм, «близких к глобальному оптимуму». Добавление второй точки проектирования сужает область поиска, отдав предпочтение решениям с лучшим взвешенным коэффициентом при высоких числах Маха.

Список источников

1. Obayashi S., Yamaguchi Y., Nakamura T. Multiobjective Genetic Algorithm for Multidisciplinary Design of Transonic Wing Planform // Journal of Aircraft. 1997. V. 34. P. 690–693. DOI: 10.2514/2.2231
2. Vicini A., Quagliarella D. Inverse and Direct Airfoil Design Using a Multiobjective Genetic Algorithm // AIAA Journal. 1997. V. 35(9). P. 1499–1505. DOI: 10.2514/2.274
3. Mohammadi B., Pironneau O. Applied Shape Optimization for Fluids. Oxford : Oxford University Press, 2001.
4. Nadarajah S.K., Jameson A. Studies of the Continuous and Discrete Adjoint Approaches to Viscous Automatic Aerodynamic Shape Optimization // AIAA Paper. 2001. № 2530. P. 2001.
5. Vassberg J., Jameson A. Aerodynamic Shape Optimization Part 1: Theoretical Background. Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Lecture Series – Introduction to Optimization and Multidisciplinary Design, Brussels, 2006.
6. Vassberg J., Jameson A. Aerodynamic Shape Optimization Part 2: Sample Applications. Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Lecture Series – Introduction to Optimization and Multidisciplinary Design, Brussels, 2006.
7. Zingg D.W., Nemes M., Pulliam T.Y. A Comparative Evaluation of Genetic and Gradient-Based Algorithms Applied to Aerodynamic Optimization // European Journal of Computational Mechanics. 2008. V. 17. P. 103–126. DOI: 10.3166/remn.17.103-126
8. Jameson A., Martinelli L., Vassberg J. Using Computational Fluid Dynamics for Aerodynamics – A Critical Assessment // ICAS Paper. 2002. № 1.10.1.
9. Epstein B., Peigin S. Robust Hybrid Approach to Multiobjective Constarined Optimization in Aerodynamics // AIAA Journal. 2004. V. 42. P. 1572–1581. DOI: 10.2514/1.35465
10. Epstein B., Peigin S. Computational Fluid Dynamics driven optimization of blended wing body aircraft // AIAA Journal. 2006. V. 44. P. 2736–2745. DOI: 10.2514/1.19757

References

1. Obayashi, S., Yamaguchi, Y. & Nakamura, T. (1997) Multiobjective Genetic Algorithm for Multidisciplinary Design of Transonic Wing Planform. *Journal of Aircraft*. 34. pp. 690–693. DOI: 10.2514/2.2231
2. Vicini, A. & Quagliarella, D. (1997) Inverse and Direct Airfoil Design Using a Multiobjective Genetic Algorithm. *AIAA Journal*. 35(9). pp. 1499–1505. DOI: 10.2514/2.274.
3. Mohammadi, B. & Pironneau, O. (2001) *Applied Shape Optimization for Fluids*. Oxford: Oxford University Press.
4. Nadarajah, S.K. & Jameson, A. (2001) Studies of the Continuous and Discrete Adjoint Approaches to Viscous Automatic Aerodynamic Shape Optimization. *AIAA Paper 2001*. № 2530.
5. Vassberg, J. & Jameson, A. (2006) Aerodynamic Shape Optimization Part 1: Theoretical Background. *Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Lecture Series - Introduction to Optimization and Multidisciplinary Design*. Brussels.
6. Vassberg, J. & Jameson, A. (2006) Aerodynamic Shape Optimization Part 2: Sample Applications. *Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Lecture Series - Introduction to Optimization and Multidisciplinary Design*. Brussels.

7. Zingg, D.W., Nemes, M. & Pulliam, T.Y. (2008) A Comparative Evaluation of Genetic and Gradient-Based Algorithms Applied to Aerodynamic Optimization. *European Journal of Computational Mechanics*. 17. pp. 103–126. DOI: 10.3166/remn.17.103-126
8. Jameson, A., Martinelli, L. & Vassberg, J. (2002) Using Computational Fluid Dynamics for Aerodynamics - A Critical Assessment. *ICAS Paper - 2002*. № 1.10.1, Toronto.
9. Epstein, B. & Peigin, S. (2004) Robust Hybrid Approach to Multiobjective Constrained Optimization in Aerodynamics. *AIAA Journal*. 42. pp. 1572–1581. DOI: 10.2514/1.35465
10. Epstein, B. & Peigin, S. (2006) Computational Fluid Dynamics driven optimization of blended wing body aircraft. *AIAA Journal*. 44. pp. 2736–2745. DOI: 10.2514/1.19757

Информация об авторе:

Пейгин Сергей Владимирович – доктор физико-математических наук, профессор, генеральный директор ООО «ОПТАКОНТ» (Москва, Россия). E-mail: mishpahat_peiguine@yahoo.com

Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

Information about the author:

Peigin Sergey V., Dr.Sc. (Physics and Mathematics), Professor, Chief Officer, OPTACONT Ltd. (Moscow, Russian Federation). E-mail: mishpahat_peiguine@yahoo.com

The author declares no conflicts of interests.

Статья поступила в редакцию 5.06.2023; одобрена после рецензирования 26.06.2023; принята к публикации 12.07.2023

The article was submitted 5.06.2023; approved after reviewing 26.06.2023; accepted for publication 12.07.2023