



УТВЕРЖДАЮ

Генеральный директор АО «УЗГА»

И.Я. Озар

2026 г.

ОТЗЫВ ВЕДУЩЕЙ ОРГАНИЗАЦИИ

на диссертационную работу Чернышёва Ивана Леонидовича
«Аэродинамическое проектирование скоростных дозвуковых
крыльев перспективных гражданских самолетов», представленную на
соискание ученой степени доктора технических наук по специальности
2.5.12. Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов

Целью диссертационной работы является апробация известных и создание новых оптимизационных методов аэродинамического проектирования крыльев скоростных магистральных самолетов, разработка и экспериментальная верификация в аэродинамических трубах перспективных компоновок с числом Маха крейсерского полета от 0.78 до 0.92, включая классические компоновки и ряд нетрадиционных схем. **Актуальность** темы исследования определяется стоящей перед российской авиационной промышленностью задачей ближайшей перспективы по созданию отечественного дальнемагистрального самолета и по предложению перспектив развития самолетов транспортной категории следующих поколений с высоким уровнем совершенства.

Содержание диссертационной работы. Диссертация состоит из введения, четырёх глав, заключения и списка литературы из 202 наименований, отражающего современный уровень российских и зарубежных исследований по теме диссертации. Работа представлена на 299 страницах: содержит 317 рисунков и 8 таблиц. Автореферат полностью отражает содержание глав диссертации, основные результаты и выводы работы.

Во введении приведен обзор российских и зарубежных исследований по теме диссертации, обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи работы, научная новизна,

практическая значимость полученных результатов, приведены положения, выносимые на защиту, обоснована степень достоверности работы, представлены данные по апробации работы, список статей автора по теме диссертации, объем и структура диссертации.

Первая глава посвящена обоснованию применения генетического алгоритма (ГА) и его двухуровневой модификации к задачам оптимизации аэродинамического качества магистральных самолетов, включая многокритериальные задачи по проектированию единого крыла для самолетов различного назначения. Показано, что многокритериальный ГА (МГА) является наиболее подходящим методом для нахождения всего Парето-фронта так называемых не улучшаемых вариантов и определения перспективных областей поиска глобального оптимума, а градиентный метод целесообразно использовать, стартуя из подходящей точки найденного при помощи МГА Парето-фронта. Также показано, что, в отличие от модельных задач с произвольно придуманными функциями рельеф целевой функции аэродинамического качества дозвуковых самолетов на крейсерских режимах полета, как правило, является достаточно гладким, что доказывает возможность применимости градиентных методов.

Во **второй главе** рассмотрены вопросы проектирования крыльев скоростных дальнемагистральных самолетов в диапазоне крейсерских чисел Маха $M=0.83-0.92$. Набор крыльев включал как перспективные умеренно скоростные крылья ($M=0.83-0.84$) для внедрения на ремоторизированном Ил-96, так и более скоростные ($M=0.85$) для перспективного широкофюзеляжного ДМС, а также сверхскоростные ($M=0.88-0.92$) для альтернативных вариантов магистральных и/или административных дальних самолетов. Расчетно-экспериментальным путем в работе показано, что современные крылья, спроектированные по разработанной методике, значительно превосходят по характеристикам крылья самолетов предыдущих поколений.

Отдельно изучена проблема увеличения сужения перспективных стреловидных крыльев, которое благоприятно для снижения веса конструкции и увеличения внутренних объемов под топливо. Показано, что можно получить приемлемые характеристики сваливания во всем

диапазоне скоростей, если ограничить интенсивность отрыва из-под скачка на консольной части проектируемого крыла.

В третьей главе рассмотрено применение правила площадей для улучшения скоростных характеристик самолетов. Предложена оригинальная схема (получен патент РФ) административного самолета, в которой за счет благоприятной интерференции каплевидного фюзеляжа с крылом и двигателями над задней кромкой крыла удастся получить высокую скорость полета ($M=0.8-0.82$) при очень небольшой стреловидности ($\chi_{1/4} \leq 10^\circ$). Это, в свою очередь, позволяет рассчитывать на естественную ламинаризацию обтекания (ЕЛО) крыла и соответствующее высокое аэродинамическое качество. Расчетные выводы подтверждены испытаниями в аэродинамических трубах, включая АДТ Т-128 ЦАГИ.

В четвертой главе рассмотрены возможные компоновки перспективных малозумных региональных самолетов ($M=0.78$) с ЕЛО. Ранее считалось, что при уменьшенной стреловидности ($\chi_{1/4} \sim 15^\circ$) неизбежно уменьшение крейсерской скорости до $M \sim 0.74$. Автор опровергает этот тезис - спроектированные им ряд сверхкритических крыльев малой стреловидности уверенно достигают заданной скорости $M=0.78$, характерной для региональных самолетов (А-320, Б737, SJ-100), у которых стреловидность больше на 10 градусов. Кроме того, показано, что установка двигателей над задней кромкой крыла, экранирующего шум вентилятора на местности, не приводит к падению аэродинамического качества по сравнению с классической компоновкой двигателя под крылом.

Также ранее считалось, что ламинарные профили с малым радиусом носка проигрывают в несущих свойствах при малых скоростях. В диссертации показано, что, жертвуя ламинаризацией нижней поверхности (а там она нарушается ввиду установки щитков Крюгера), за счет отгибания носков передней кромки удалось достичь рекордных значений максимального коэффициента подъемной силы $C_{y_{max}} = 1.75$ для крыльев магистральных самолетов, хотя и с резким срывом.

В заключении диссертации приводятся основные выводы выполненных автором исследований, которые соответствуют положениям, выносимым на защиту.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

- выработаны рекомендации по применению известных и модифицированных автором методов оптимизации (градиентного и многокритериального ГА) к реальным задачам аэродинамического проектирования;
- создан научно-технический задел по современным сверхкритическим крыльям для больших скоростей.

Для диапазона повышенных чисел Маха $M=0.88\div 0.92$ разработаны новые сверхкритические крылья с приемлемыми для реального конструирования формой в плане, стреловидностью и относительной толщиной.

Впервые в отечественной практике разработаны компоновки скоростного крыла с $M_{крейс}=0.83\div 0.85$ с учётом влияния близко расположенных мотогондол двигателей большой степени двухконтурности, которые подтвердили заявленные высокие аэродинамические характеристики в условиях АДТ.

Разработана оригинальная аэродинамическая компоновка административного самолёта с повышенным уровнем комфорта для пассажиров, использующая правило площадей для достижения высокой скорости полета с крылом малой стреловидности.

Создана инженерная методика проектирования крыла с учётом естественной ламинаризации обтекания.

Разработана аэродинамическая компоновка малолучного регионального самолёта с крылом малой стреловидности ($\chi_{1/4}=15^\circ$) с мотогондолами двигателей, расположенными на верхней поверхности крыла с $M_{крейс}=0.78$, не уступающая по характеристикам классической компоновке.

Теоретическая и практическая значимость:

- разработанные в работе алгоритмы доведены до конкретных программ, которые могут быть использованы в КБ для практического проектирования крыльев перспективных дозвуковых ЛА;
- расширен банк данных перспективных крыльев для магистральных дозвуковых самолётов с высоким крейсерским числом Маха $0.85\div 0.92$,

который может быть использован для выдачи предварительных рекомендаций на компоновку крыла перспективного ДМС;

- предложена оригинальная аэродинамическая компоновка административного самолета с использованием правила площадей, которая может быть использована не только в прямом назначении, но и для формирования облика скоростного БЛА;

- показана практическая реализуемость малошумных компоновок реактивного регионального самолета с двигателями над крылом малой стреловидности с $M_{крейс}=0.78$.

Степень достоверности результатов исследования подтверждается использованием прямых методов расчёта обтекания ЛА, прошедших проверку на международном уровне, результатами экспериментальных исследований в аэродинамических трубах (АДТ) и полученными автором патентами.

Замечания и рекомендации:

- аэродинамическое проектирование проводилось с использованием зональных методов полного потенциала для внешнего течения в сочетании с теорией пространственного пограничного слоя на несущих поверхностях и в следе за ними. Целесообразно было бы сравнить результаты с более сложными RANS-кодами;

- отсутствует анализ влияния струй двигателей на аэродинамику планера;

- отсутствует проверка инженерной методики расчета ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя при помощи более сложных методов по теории устойчивости;

- в тексте диссертации встречаются опiski и неточности, не всегда выдержаны стандарты обозначений аэродинамических коэффициентов, отсутствует список используемых сокращений.

Заключение

Отмеченные в отзыве замечания не снижают общей положительной оценки работы. Диссертация И.Л. Чернышёва является законченной научно-квалификационной работой, в которой изложены новые научно-прикладные результаты по аэродинамическому проектированию

компоновок скоростных магистральных и административных самолетов. Внедрение полученных результатов позволит значительно повысить совершенство перспективных отечественных самолетов.

Работа удовлетворяет критериям, предъявляемым ВАК РФ к диссертациям на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 2.5.12. Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов, а ее автор Иван Леонидович Чернышёв заслуживает присуждения ему ученой степени доктора технических наук.

Диссертация Чернышёва И.Л. обсуждена на заседании Научно-технического совета Дивизиона беспилотной авиации АО «Уральский завод гражданской авиации», Протокол № 01 от 02 февраля 2026 г. Заключение НТС о положительной оценке работы принято единогласно.

Заместитель генерального директора-
Генеральный конструктор-
директор Дивизиона беспилотной
авиации АО «УЗГА»,
д.т.н.

Долженков Николай Николаевич
« 02 » 02 2026 г.

Заместитель главного конструктора
по аэродинамике Дивизиона
беспилотной авиации АО «УЗГА»,
к.ф.-м.н., доцент

Владимирова Наталья Алексеевна
« 02 » 02 2026 г.

Контактные данные организации:

Акционерное общество «Уральский
завод гражданской авиации»
(АО «УЗГА»)
620025, Россия, г. Екатеринбург,
ул. Бахчиванджи, 2Г
Телефон: +7 (343) 295-55-15

Обособленное подразделение
АО «УЗГА» город Москва
123308, Россия, Москва,
проспект Маршала Жукова, 1, стр. 1
Телефон: +7 (495) 122-25-33