

На правах рукописи



Степанов Кирилл Александрович

**ОПТИМИЗАЦИЯ ФОРМЫ КРЫЛЬЕВ
БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЙ НАВЬЕ–СТОКСА**

01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Томск – 2018

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Национальный исследовательский Томский государственный университет».

Научный руководитель: доктор физико-математических наук,
старший научный сотрудник
Тимченко Сергей Викторович

Официальные оппоненты:

Голубкин Валерий Николаевич, доктор технических наук, профессор,
Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный
аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», НИО-2,
отдел 11, сектор 21, ведущий научный сотрудник

Лежнин Сергей Иванович, доктор физико-математических наук, профессор,
Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт
теплофизики им. С.С. Кутателадзе Сибирского отделения Российской академии
наук, лаборатория проблем теплопереноса, главный научный сотрудник

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное учреждение
науки Физико-технический институт имени А.Ф. Иоффе Российской академии
наук

Защита состоится 22 марта 2019 года в 14 часов 30 минут на заседании
диссертационного совета Д 212.267.13, созданного на базе федерального
государственного автономного образовательного учреждения высшего
образования «Национальный исследовательский Томский государственный
университет», по адресу: 634050, г. Томск, пр. Ленина 36 (корпус № 10 (НИИ
ПММ), аудитория 239).

С диссертацией можно ознакомиться в Научной библиотеке и на официальном
сайте федерального государственного автономного образовательного
учреждения высшего образования «Национальный исследовательский Томский
государственный университет» www.tsu.ru.

Материалы по защите диссертации размещены на официальном сайте ТГУ:
[http://www.ams.tsu.ru/TSU/QualificationDep/co-
searchers.nsf/newpublicationn/StepanovKA22032019.html](http://www.ams.tsu.ru/TSU/QualificationDep/co-searchers.nsf/newpublicationn/StepanovKA22032019.html)

Автореферат разослан «___» января 2019 года.

Ученый секретарь
диссертационного совета
кандидат физико-математических наук



Пикушак
Елизавета Владимировна

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. Актуальность темы исследования определяется необходимостью разработки новых беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), которые в настоящее время находят все более широкое гражданское и военное применение. Цель работы состоит в разработке технологии автоматического оптимального аэродинамического проектирования летательных аппаратов на основе высокоточного математического моделирования на суперкомпьютерных вычислительных кластерах в широком диапазоне изменений условий полета и геометрической сложности оптимизируемых конфигураций с учетом конструктивных параметров и конструктивных ограничений. При этом задачей аэродинамического проектирования является достижение оптимальной аэродинамической формы, доставляющей минимум полного сопротивления летательного аппарата с учётом многочисленных ограничений на форму его поверхности и на его аэродинамические характеристики.

Тема исследования отвечает потребностям, обусловленным требованиями к научным исследованиям в области разработки новых БПЛА, и учитывает возможности современного уровня математических методов и вычислительных технологий.

Данная технология позволит осуществить переход с традиционного подхода «проб и ошибок» на новые технологии на основе точных и вычислительно-эффективных современных алгоритмов аэродинамического анализа и глобальных методов автоматического оптимального поиска с использованием многоуровневой параллелизации вычислительного потока на суперкомпьютерных вычислительных кластерах.

В настоящее время разработка методов оптимального аэродинамического проектирования ведется рядом исследовательских коллективов. Среди них можно указать исследователей из Станфордского университета в США, французских ученых проф. В. Mohammadi и проф. О. Pignonneau со своими учениками, специалистов из DLR (German Aerospace Center) в Германии. Отметим, что основной подход этих коллективов основан на использовании различных вариантов градиентного метода. Основным слабым местом этого подхода является локальный характер поиска оптимальной геометрии и трудности с удовлетворением большого количества ограничений на оптимальное решение, которые являются решающими для применения этих методов для решения реальных задач промышленного аэродинамического проектирования. В России можно отметить ученых из ЦАГИ А.Л. Болсуновского, Н.П. Бузоверю и др. При этом необходимо отметить, что работ посвященных решению этой задачи в трехмерной постановке практически нет.

Цель работы. Цель работы заключается в разработке и апробировании методологии оптимизации формы крыльев БПЛА при помощи генетических алгоритмов на основе численного решения полных уравнений Навье–Стокса в широком диапазоне изменений условий полета и геометрической сложности оптимизируемых конфигураций с учетом конструктивных параметров и конструктивных ограничений. При этом задачей оптимизации является достижение

оптимальной аэродинамической формы, доставляющей минимум полного сопротивления летательного аппарата с учётом многочисленных ограничений на форму его поверхности и на его аэродинамические характеристики.

Для достижения цели работы были решены следующие **задачи**:

1. Обзор современного состояния в области исследований по теме диссертации.

2. Разработка эвристического метода глобальной оптимизации обеспечивающего получение оптимальной формы крыльев БПЛА при многочисленных геометрических и аэродинамических ограничениях.

3. Сравнение результатов расчетов с известными экспериментальными и численными данными других авторов, проверка метода решения задачи на сеточную сходимость.

4. Получение оптимальных форм крыльев беспилотных летательных аппаратов, при наличии большого количества аэродинамических и геометрических ограничений на решение.

5. Численное исследование полученных оптимальных форм.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

1. Предложен новый эвристический алгоритм оптимизации (вариант генетического алгоритма), обеспечивающего большую надежность получения глобального экстремума для мультимодальных функций.

2. Разработан метод оптимизации формы беспилотных летательных аппаратов, позволяющий учитывать большое количество ограничений.

3. Впервые получены и проанализированы оптимальные формы крыльев беспилотных летательных аппаратов на основе численного решения полных уравнений Навье–Стокса при низких числах Маха и больших значениях коэффициента подъемной силы.

4. Показано, что начальное приближение практически не влияет на форму оптимальных крыльев.

Теоретическая и практическая значимость работы:

Полученные результаты дополняют теоретические представления об аэродинамике БПЛА и форме их оптимальных крыльев при низких числах Маха. Разработанные программные модули включены в пакет OPTIMENGA_AERO компании «Оптименга – 777», который позволяет определять оптимальные аэродинамические характеристики дозвуковых и транзвуковых летательных аппаратов, а также проводить их аэродинамический анализ.

Методология и методы исследования. В диссертационной работе использовались методы математического моделирования, методы интегрального и дифференциального исчисления, эвристические методы оптимизации, численные методы решения уравнений в частных производных.

Положения и результаты исследования, выносимые на защиту:

1. Новый вариант генетического алгоритма с вещественным кодированием пространства поиска, обеспечивающего большую надежность получения глобального экстремума для мультимодальных функций.

2. Метод многокритериальной оптимизации формы крыльев беспилотных летательных аппаратов, позволяющий учитывать большое количество аэродинамических и геометрических ограничений на решение.

3. Результаты верификации разработанного метода на примере оптимизации крыльев летательных аппаратов для трансзвуковых режимов течения;

4. Результаты оптимизации формы уединенных крыльев беспилотных летательных аппаратов и крыльев, учитывающих наличие фюзеляжа, на основе численного решения полных уравнений Навье–Стокса.

Достоверность и обоснованность научных положений и выводов, сделанных в диссертационной работе, обеспечивается физической и математической корректностью постановок задач и использованием соответствующего математического аппарата; исследованиями на сеточную сходимость; сравнением с точными решениями, численными и экспериментальными результатами других авторов.

Личный вклад. Личный вклад соискателя заключается в разработке математического аппарата минимизации функционала, в разработке вычислительных алгоритмов, программ и численных методик, в анализе результатов расчетов, разработке рекомендаций по результатам конкретных исследований. Постановка задач сделана научным руководителем при активном участии соискателя.

Автор выражает большую **благодарность** научному руководителю, д.ф.м.н. С.В. Тимченко, определившим тематику настоящего исследования. Также автор выражает искреннюю признательность коллективу кафедры математической физики ТГУ.

Апробация работы. Основные результаты диссертации докладывались и обсуждались на следующих конференциях: II Всероссийская молодежная научная конференция, посвященная 50-летию физико-технического факультета Томского государственного университета «Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики». Томск, 11–13 апреля 2012 г.; XVI международная научно-практическая конференция «Природные и интеллектуальные ресурсы Сибири. СИБРЕСУРС 2016». Кемерово, 23–24 ноября 2016 г.; VI Международная молодежная научная конференция «Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики – 2017», посвященная 55-летию физико-технического факультета Томского государственного университета. Томск, 27–29 ноября 2017 г.; 30th International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics. Indianapolis, USA, May 14–17, 2018.

Публикации по теме диссертации. По результатам исследований опубликовано 6 печатных работ, в том числе 3 научных статьи – в ведущих рецензируемых журналах, входящих в перечень ВАК (из них 2 статьи в российском научном журнале, входящем в Web of Science), и 3 публикации в сборниках материалов международных и всероссийской научных и научно-практических конференций (из них 1 зарубежная конференция).

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и списка использованной литературы из 56 наименований, изложена на 143 страницах машинописного текста, включая 4 таблицы и 128 рисунка.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертационной работы, сформулированы цель и задачи исследования, отражены научная новизна и практическая значимость, перечислены выносимые на защиту положения, изложено краткое содержание работы.

В первой главе дан краткий обзор литературных источников по вопросам аэродинамики и проектирования беспилотных летательных аппаратов.

Вторая глава посвящена математической постановке задачи оптимального аэродинамического проектирования, которая сводится к решению задачи минимизации целевой функции (коэффициента полного аэродинамического сопротивления летательного аппарата) при заданном значении коэффициента подъемной силы с учетом многочисленных (на практике исчисляемых многими десятками) линейных и нелинейных аэродинамических и геометрических ограничений различного типа.

Для корректной математической постановки задачи аэродинамического анализа и аэродинамического проектирования требуется выбрать:

1. параметризацию оптимизируемой поверхности на основе ее геометрического представления (аппроксимации) с использованием конечного числа дизайн параметров;

2. математическую модель течения, описывающую с необходимой для практических приложений точностью обтекание летательного аппарата потоком сжимаемого газа с учетом эффектов молекулярного переноса и турбулентности;

3. численный метод решения исходных уравнений, гарантирующий необходимую точность расчета целевой функции СХ, других интегральных аэродинамических характеристик летательного аппарата (коэффициента подъемной силы, моментов тангажа, крена и рыскания), а также локальных характеристик течения (распределения коэффициента давления на поверхности самолета, поведение линий тока вблизи поверхности и т.д.);

4. вычислительно-эффективный метод оптимального глобального поиска в пространстве большой размерности при решении задачи минимизации с учетом нелинейных ограничений на оптимальное решение различного типа;

5. программную реализацию всех алгоритмов, гарантирующую получение решения задачи проектирования с использованием многопроцессорных вычислительных кластеров в предельно сжатые сроки.

Однокритериальная задача заключается в поиске формы многосекционного трехмерного крыла, которая обладает минимумом коэффициента полного

сопротивления C_X с учетом следующих ограничений на геометрию крыла и его аэродинамические характеристики:

❖ геометрические ограничения накладываются на следующие геометрические параметры задаваемые для каждой секции оптимизируемого крыла;

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

❖ аэродинамические ограничения: максимально допустимый момент тангажа M_Z и заданный постоянный коэффициент подъёмной силы C_Y .

Здесь i номер секций вдоль размаха крыла, $i = 1, \dots, N_{ws}$, j – номер ограничения на локальную толщину в i -ой секции, $j = 1, \dots, N_{bs}(i)$.

Задача многокритериальной оптимизации заключается в поиске минимума взвешенной комбинации коэффициентов сопротивления в нескольких точках оптимизации. При этом ограничения на геометрию не зависят от точки оптимизации, а ограничения на аэродинамические параметры задаются для каждой точки оптимизации по отдельности.

Крыло самолета является основным конструктивным элементом, которое с одной стороны генерирует подъемную силу летательного аппарата, а с другой является основным источником его сопротивления. Именно поэтому целью оптимизации и является поверхность крыла.

При параметризации поверхности крыла, предполагается, что при заданной форме крыла в плане, его поверхность является линейной интерполяцией в направлении Z по размаху крыла между его соседними двумерными сечениями. Количество базовых сечений определяется конструктором, зависит от формы крыла в плане и является одним из входных параметров задачи.

В предлагаемой технологии аэродинамического проектирования для аппроксимации верхней и нижней поверхности аэродинамического профиля используются кривые Безье порядка N определяется полиномами Бернштейна

$B_{N,i}$ (C_N^i – биномиальные коэффициенты)

$$\bar{G}^k(t) = \sum_{i=0}^N B_{N,i} \bar{P}_i^k, B_{N,i} = C_N^i t^i (1-t)^{N-i}, C_N^i = \frac{N!}{i!(N-i)!} \quad (1)$$

где t обозначает параметр кривой, принимающий значения в отрезке $[0,1]$, P_i^k – контрольные точки и верхний индекс $k=up$, low соответствует верхней и нижней поверхностям профиля.

Итак, как видно из (1), кривая Безье полностью определяется декартовыми координатами контрольных точек P_i^k . Дополнительными дизайн-

параметрами являются углы крутки крыла $\{\alpha_i^{tw}\}$ и значения поперечного V крыла $\{\gamma_i^{dh}\}$.

При описании нелинейной части конфигурации – области состыковки крыла и фюзеляжа – используется комбинация представления поверхностей Безье (двухпараметрические семейства сплайнов Безье) и локального распределения кручения (однопараметрический сплайн Безье). Для этого вводится локальная декартова система координат (x, y, z) следующим образом.

$$\bar{x} = \frac{x^{new} - x_{LE}^{new}}{C(z)}, \bar{y} = \frac{y^{new} - y_{TE}^{new}}{C(z)}, \bar{z} = \frac{z - z_{IB}}{z_{OB} - z_{IB}}$$

$$x^{new} = x_{TE} + (x - x_{TE}) \cos \alpha(z) - (y - y_{TE}) \sin \alpha(z) \quad (2)$$

$$y^{new} = y_{TE} + (y - y_{TE}) \cos \alpha(z) + (x - x_{TE}) \sin \alpha(z), \sin \alpha = \frac{y_{LE} - y_{TE}}{C(z)}$$

где индексы LE и TE соответствуют точкам, расположенным на переднем крае и заднем фронте обтекателя, индексы IB и OB соответствуют точкам, которые относятся к внутренним и наружным участкам состыковки, тогда как $C(z)$ и $\alpha(z)$ – значение хорды и угол крутки секции при текущем значении координаты z , отсчитываемой по размаху крыла.

В этой системе координат с фиксированным внутренним и наружным участками обтекателя нестандартная форма обтекателя и локального распределения крутки α определяется следующим образом.

$$\bar{G}^k(t, s) = \sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M \bar{P}_{ij}^k B_{N,i}(t) B_{M,j}(s), \alpha(s) = \sum_{j=0}^M \alpha_j B_{M,j}(s)$$

$$B_{N,i}(t) = C_N^i t^i (1-t)^{N-i}, B_{M,j}(s) = C_M^j s^j (1-s)^{M-j}, \quad (3)$$

$$C_N^i = \frac{N!}{i!(N-i)!}, C_M^j = \frac{M!}{j!(M-j)!}$$

где t и s обозначают параметры поверхности, принимающие значения в $[0,1]$, \bar{P}_{ij}^k и α_j – контрольные точки и верхний индекс $k = up, low$ соответствует верхней и нижней поверхностям области стыковки.

В нашем случае, поскольку для расчета целевой функции S_x необходимо учитывать эффекты вязко–невязкого взаимодействия, в качестве базовых уравнений используются уравнения Навье–Стокса, которые для вязкой сжимаемой жидкости можно представить в следующем виде:

$$\mathbf{q}_t + \operatorname{div} \mathbf{C} = \operatorname{div} \mathbf{V}, \quad (4)$$

здесь $\mathbf{C} = (\mathbf{f}, \mathbf{g}, \mathbf{h})$ содержит конвективные члены, $\mathbf{V} = (\mathbf{r}, \mathbf{s}, \mathbf{t})$ содержит вязкие члены, $\mathbf{q} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, E)^T$, ρ – плотность газа, (u, v, w) – вектор скорости, E – энергия, t – время, $\mathbf{f}, \mathbf{g}, \mathbf{h}$ – конвективные (невязкие) потоки, и $\mathbf{r}, \mathbf{s}, \mathbf{t}$ – вязкие потоки.

Компоненты невязких потоков имеют вид:

$$\mathbf{f}(\mathbf{q}) = u\mathbf{q} + p(0, 1, 0, 0, u)^T, \mathbf{g}(\mathbf{q}) = v\mathbf{q} + p(0, 0, 1, 0, v)^T, \mathbf{h}(\mathbf{q}) = w\mathbf{q} + p(0, 0, 0, 1, w)^T$$

Компоненты вязких потоков имеют вид:

$$\mathbf{r}(\mathbf{q}) = \mu(0, \tau_{11}, \tau_{21}, \tau_{31}, \sigma_1)^T, \mathbf{s}(\mathbf{q}) = \mu(0, \tau_{12}, \tau_{22}, \tau_{32}, \sigma_2)^T, \mathbf{t}(\mathbf{q}) = \mu(0, \tau_{13}, \tau_{23}, \tau_{33}, \sigma_3)^T,$$

где составляющие тензора вязких напряжений задаются следующим образом:

$$\begin{aligned} \tau_{11} &= (4/3)u_x - (2/3)v_y - (2/3)w_z, & \tau_{21} &= \tau_{12} = u_y + v_x, & \tau_{31} &= \tau_{13} = u_z + w_x, \\ \tau_{22} &= (4/3)v_y - (2/3)u_x - (2/3)w_z, & \tau_{32} &= \tau_{23} = u_z + w_y, & \tau_{33} &= (4/3)w_z - (2/3)u_x - \\ & & & & & (2/3)v_y, \\ \sigma_1 &= u \tau_{11} + v \tau_{12} + w \tau_{13} + (c^2)_x / ((\gamma-1)Pr), & \sigma_2 &= u \tau_{21} + v \tau_{22} + w \tau_{23} + (c^2)_y / ((\gamma-1)Pr), \\ \sigma_3 &= u \tau_{31} + v \tau_{32} + w \tau_{33} + (c^2)_z / ((\gamma-1)Pr). \end{aligned}$$

В этих формулах μ – коэффициент вязкости, γ – показатель адиабаты, Pr – число Прандтля, $p = (\gamma - 1)[E - 0.5\rho(u^2 + v^2 + w^2)]$, $c^2 = \gamma p / \rho$, $H = (E + p) / \rho$.

При вычислении коэффициента турбулентной вязкости используется алгебраическая модель Болдуина-Ломакса.

Для уравнений Навье-Стокса ставятся обычные граничные условия – на теле условия прилипания и не протекания для скорости и постоянная температура, на бесконечности – задаются скорость, температура и плотность.

Для решения осредненных по числу Рейнольдса полных уравнений Навье-Стокса вязкой сжимаемой жидкости в турбулентном режиме используется схема высокого порядка точности ENO в сочетании с многосеточным подходом с использованием многоблочных структурированных вычислительных сеток. Численный алгоритм использует многоуровневую сеточную структуру, автоматически генерируемую кодом. Этот алгоритм данного встроен в схему так называемого Full Multi-Grid (Полного Многосеточного Подхода). Расчётные сетки различной разрешимости содержатся в иерархических уровнях, так что низший уровень содержит наименее разрешённую сетку, и каждый последующий уровень содержится в предыдущем геометрически и является его уточнением. Также применяется метод вложенных итераций, в котором интерполяция решения, полученного многосеточным расчётом на более грубом уровне, используется в качестве начального приближения при переходе на последующий уровень.

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 используется ГА с плавающей точкой и следующие генетические операторы:

- турнирная селекция
- оператор воспроизведения (скрещивания)
- неравномерная мутация
- принцип элитизма.

Для эффективного решения задачи многоточечной оптимизации, был разработан алгоритм динамического генетического поиска – то есть поиска, в котором значения "генетических операторов" – воспроизведения, скрещивания и мутации – устанавливаются в зависимости от "времени" (номера поколения) и от сходимости процесса поиска.

В генетическом поиске происходит перекрёстный обмен информацией (crossover). Чаще всего в таких алгоритмах используется так называемое арифметическое скрещивание. При этом два решения (две точки в пространстве поиска)

$$A = (y_1, \dots, y_n) \text{ и } A' = (y'_1, \dots, y'_n)$$

в результате арифметического скрещивания заменяются потомками вида:

$$A = (\alpha y_1 + (1-\alpha)y'_1, \dots, \alpha y_n + (1-\alpha)y'_n)$$

и

$$A = ((1-\alpha)y_1 + \alpha y'_1, \dots, (1-\alpha)y_n + \alpha y'_n)$$

при некотором случайном значении α из диапазона $[-0,5, 1,5]$

В данной работе традиционное арифметическое скрещивание предлагается заменить на модифицированное арифметическое скрещивание, при котором K предков

$$A^k = (y_1^k, \dots, y_n^k), k = 1, \dots, K$$

заменяются на L потомков

$$B^l = (z_1^l, \dots, z_n^l), l = 1, \dots, L, z_i^l = \sum_{m=1}^K \alpha_m y_m^l, \sum_{m=1}^K \alpha_m = 1.$$

Генетический алгоритм, использующий модифицированное арифметическое скрещивание, будем далее называть модифицированным ГА (МГА).

Прежде, чем перейти к задаче аэродинамического профилирования был рассмотрен известный тестовый пример для апробации методов глобальной оптимизации – нахождение минимума функции Растргина

$$F = An + \sum (x_i - A \cos(2\pi x_i)).$$

Таблица 1 – Процент удачных пусков для достижения заданной точности

Точность решения	ГА, $n = 24$	МГА, $n = 24$	ГА, $n = 96$	МГА, $n = 96$
0,01	52%	100%	0%	99%
0,001	40%	100%	0%	98%
0,0001	31%	98%	0%	94%

Из таблицы 1 видно, что использование МГА резко увеличивает надежность нахождения глобального минимума.

В задаче аэродинамического профилирования очень важен учет ограничений на решение. Это связано с тем, оптимальное решение часто не является локальным минимумом и находится на границе допустимой области.

Рассмотрим, например, задачу минимизации сопротивления аэродинамического крыла. Из аэродинамических соображений ясно, что, при отсутствии ограничений на толщину крыла, оптимальное крыло будет обладать инфинитезимальной толщиной. В случае наложения ограничения на толщину, аэродинамические соображения указывают на то, что оптимальное решение должно иметь минимально дозволённую толщину. Это означает, что оптимальная точка лежит в точности на соответствующей гиперповерхности в пространстве поиска.

В случае аэродинамических ограничений, таких как ограничение на момент тангажа, ситуация становится ещё более сложной. Подобно предыдущему примеру, оптимальная точка лежит в точности на границе соответствующего ограничения, однако, в противоположность случаю геометрических ограничений, определение этой границы является значительно более тяжёлой задачей с вычислительной точки зрения. В случае геометрических ограничений, тесты на удовлетворение условий ограничения тривиальны, в то время как соответствующий тест для проверки кода аэродинамических ограничений требует вычислительно тяжёлого запуска кода вычислительной аэродинамики.

Используемый в пакете OPTIMENGA_AERO подход к учёту нелинейных ограничений можно описать следующим образом:

- в отличие от обычного подхода, в котором поиск осуществляется только в допустимой области, состоящей из удовлетворяющих ограничениям точек, область поиска расширяется, включением в нее также недопустимых точек. Оказывается, что информация из “недопустимых” (то есть не удовлетворяющих ограничениям) областей может оказаться очень полезной для сокращения пути к оптимальной точке.
- в недопустимых точках расширение целевой функции рассчитывается, как правило, по алгебраическим формулам, которые в достаточно произвольной форме фиксируют насколько сильно не выполняются те или иные ограничения. Это возможно в силу того, что в отличие от градиентных методов оптимизации, ГА может применяться для оптимизации негладких и разрывных функций.

Стандартные ГА обладают достаточно низкой вычислительной эффективностью в тех случаях, когда для расчёта целевой функции требуются значительные вычислительные ресурсы (как это имеет место в нашем случае при решении уравнений Навье–Стокса).

Для эффективного использования ГА необходимо значительно повысить вычислительную эффективность. При традиционном использовании ГА потре-

бывалось бы по меньшей мере 20000 решений полных уравнений Навье–Стокса), что в нашей ситуации практически невозможно. Для уменьшения число точных расчетов уравнений Навье–Стокса используется Метод Локальных Аппроксимаций, в котором функционалы на решении (такие как сопротивление и подъёмная сила) 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 решения задачи оптимизации сочетается использование приближённых и “точных” (полученных на основе полных уравнений Навье–Стокса) решений с помощью следующего двух–стадийного подхода. На первом этапе одновременно производится ГА–поиск на последовательности вложенных областей. Поиск на каждой такой области порождает (суб)оптимальную точку, и на второй стадии весь набор таких точек 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. Таким образом, используется композиционный ГА, сочетающий внешние итерации с традиционным ГА–поиском в ограниченных областях пространства поиска. Количество внешних итераций, необходимых для сходимости всего процесса, обычно не превышает 8–10.

Верификация метода решения уравнений Навье–Стокса была проведена разработчиками используемого программного кода OPTIMENGA_AERO и показала хорошее совпадение с экспериментальными данными и расчетами других авторов.

Третья глава посвящена верификации метода оптимизации на примере крыльев конкретных трансзвуковых самолетов - Dornier–728, Boeing–737, G–150.

Для крыла самолета Dornier–728 главная точка оптимизации была выбрана при $C_Y = 0,5$ и $M = 0,78$. Дополнительные точки оптимизации были выбраны при $M = 0,8$ ($C_Y = 0,5$), а при $M = 0,2$ ($C_Y = 1,19$). Геометрические ограничения были наложены на толщину крыла, радиус кривизны передней кромки секции крыла и угол задней кромки секции крыла. Дополнительное (аэродинамическое) ограничение накладывалось на момент тангажа.

В общей сложности были выполнены три оптимизации: две одноточечные оптимизации и одна трехточечная. Число секций крыла было равно трем – корневая, средняя и концевая секция. Одноточечные оптимизации отличаются величиной C_M^* . В первой из оптимизаций момент подъемной силы был свободным, в то время как вторая оптимизация (и также многоточечная) сохраняли момент подъемной силы на уровне оригинального крыла. В дальнейшем эти три варианта будут обозначаться соответственно D728–1, D728–2 и D728–3.

Главная точка дизайна лежит в высоком трансзвуковом диапазоне, где в потоке около оригинального крыла развивается сильный скачек. Одноточечная

оптимизации устраняет этот скачок. Соответствующие продольные распределения давления приведены на рисунках 1 и 2 соответственно.

В этих условиях проектирования, было достигнуто снижение на 32,6 каунта от начальных 213,7 каунтов (1 аэродинамический каунт равен 10^{-4}). Минимально возможное значение сопротивления при этом значении коэффициента подъемной силы составляет около 180 каунтов, что практически идентично сопротивлению оптимизированного крыла. В этом оптимизационном случае достигалось значение момента тангажа достаточно далекое от исходного крыла. Интересно оценить влияние этого ограничения на результаты оптимизации. Более строгие ограничения на момента тангажа ($C_{M^*} = -0,07$) использованное в варианте D728-2 выливались в снижении уменьшения сопротивления: в этом случае полное сопротивление оптимизированного крыла равна 189,7 каунтов по сравнению с 181,1 каунтами в случае D728-1.

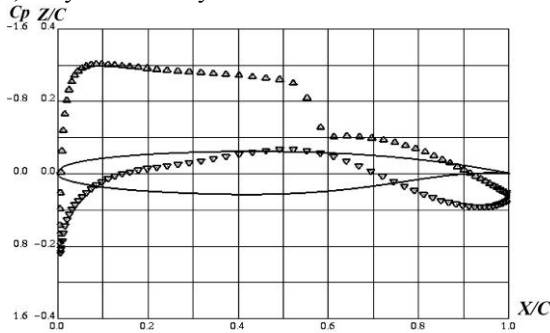


Рисунок 1 – Оригинальное крыло Dornier-728, $M = 0,78$; $C_Y = 0,5$. Распределение давления по верхней ($\Delta\Delta\Delta$) и нижней поверхностям крыла ($\nabla\nabla\nabla$)

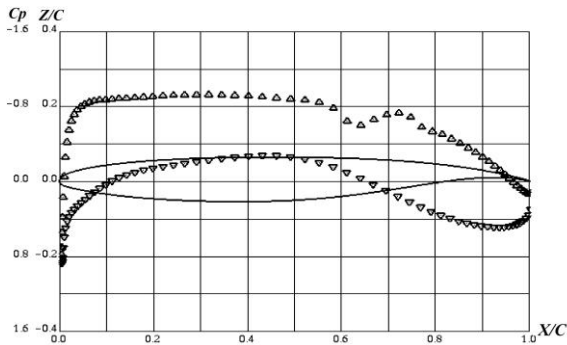


Рисунок 2 – Оптимизированное крыло Dornier-728 (D728-1), $M = 0,78$; $C_Y = 0,5$. Распределение давления по верхней ($\Delta\Delta\Delta$) и нижней поверхностям крыла ($\nabla\nabla\nabla$)

Характеристики нештатной оптимальной формы D728–1 вполне удовлетворительны с точки зрения подъемной силы и сопротивления, но она имеет слишком высокое значение отрицательного момента тангажа. С другой стороны, профиль D728–2 имеет подходящее значение момента тангажа в связи с введением соответствующих ограничений, но его взлетные характеристики ухудшилось по сравнению с оригинальной крылом. Для обеспечения как хорошего дизайна, так и нештатных характеристик крыла, проведена многоточечная оптимизация (D728–3). Результаты оптимизации являются следующими: в главной точке оптимизации ($C_Y = 0,5$ и $M = 0,78$), общее сопротивление оптимизированного крыла составило 192,8 каунтов, значение близко к D728–2. Соответствующее поперечное распределение давления в средней секции крыла показано на рисунке 3.

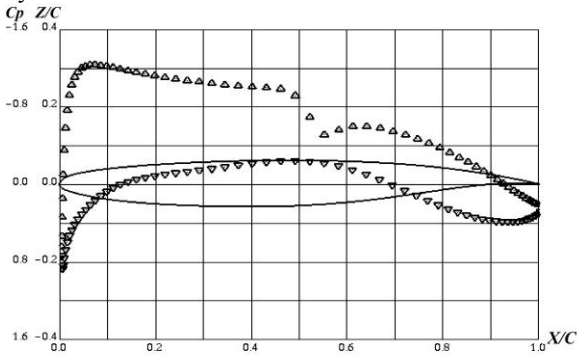


Рисунок 3 – Оптимизированное крыло Dornier–728 (D728–3), $M = 0,78$; $C_Y=0,5$.

Распределение давления по верхней ($\Delta\Delta\Delta$) и нижней поверхностям крыла ($\nabla\nabla\nabla$)

Для вторичной точки оптимизации на высоком Махе сопротивление составляет 212,6 каунта (по сравнению с 244,1 каунта у начального крыла и 216,7 каунта у формы D728–2).

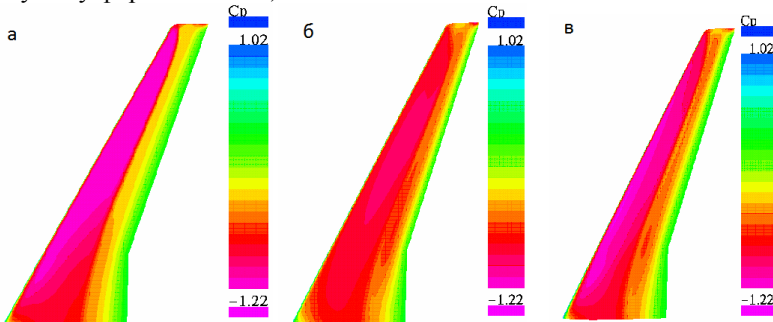


Рисунок 4 – Распределение давления по верхней поверхности крыла Dornier–728, $M = 0,78$; $C_Y=0,5$. а – оригинальное крыло, б – D728–1, в – D728–3

Анализ аэродинамических характеристики оптимизированных крыльев по сравнению с исходным показывает, что оптимизация позволила улучшить аэродинамические характеристик при высоких коэффициентах подъемной силы ($C_Y > 0,4$) без снижения производительности при более низких C_Y . Что касается зависимости роста коэффициента сопротивления от числа Маха в крейсерском режиме $C_Y = 0,5$, применение многоточечной оптимизации привело к сдвигу критического значения числа Маха в сторону больших значений (от оригинальной $M = 0,76$ до $0,80$).

Аналогичные результаты были получены и для крыльев других самолетов.

Анализ полученных решений показал, что геометрические параметры задачи достаточно сильно влияют на оптимальные профили. Однако, на практике варьировать эти параметры весьма затруднительно. Толщина профиля ограничена снизу из-за необходимости размещения в крыле емкостей с топливом и варьироваться практически не может. В связи с этим и радиус передней кромки варьировать очень сложно. Вариация угла задней кромки крыла также сильно ограничена из-за конструктивных ограничений, в том числе прочностного характера. Из газодинамических параметров задачи на оптимальное решение больше всего влияет число Маха. Однако возможность его вариации также весьма ограничена. Число Рейнольдса сильно влияет на коэффициент сопротивления, но практически не влияет форму оптимального профиля.

В связи с вышесказанным, можно заключить – как практической, так и с научной точек зрения гораздо важнее рассмотреть вопрос о том как ведет себя в различных условиях оптимальный аэродинамический профиль, полученный при некоторых конкретных ограничениях, а не как эти условия влияют на форму оптимального профиля.

Для всех случаев, рассмотренных в данной главе, были проведены исследования на сеточную сходимость, которые показали хорошую точность численного решения (не менее 1%).

Четвертая глава диссертационной работы посвящена оптимизации трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата. На первом этапе проводится расчет аэродинамических характеристик изолированного трехмерного крыла БПЛА начальной формы и последующая оптимизация изолированного трехмерного крыла.

Первый шаг в решении задачи оптимизации состоит в проведении тщательного аэродинамического исследования ключевого элемента всей конфигурации – изолированного трехмерного крыла летательного аппарата начальной формы в широком диапазоне изменения определяющих параметров задачи. Такой анализ необходим, чтобы понять уровень аэродинамического совершенства исходной компоновки и получить начальную информацию для постановки задачи оптимизации.

Проведенный анализ полученных аэродинамических характеристик исходного (базового) крыла позволил сделать следующие выводы.

1. Начальное крыло сравнительно хорошим сопротивлением в точке $C_Y = 1.20$, $M = 0.20$. Это может быть проиллюстрировано следую-

щими данными: расчётный коэффициент аэродинамического сопротивления в этой точке равняется 400 аэродинамических каунтам, значение минимального сопротивления базового крыла при $M = 0.20$ равно 113 каунтов, а идеальное индуцированное сопротивление базового крыла при $C_Y = 1.20$ оценивается в 230 каунтов. Это заключение также подтверждается на основании изучения распределения давлений по верхней поверхности базового крыла и графиков секционного распределения давлений в трёх сечениях по размаху крыла.

2. Начальное крыло обладает достаточно высоким значением C_Y^{max} .
3. Существует возможность улучшения характеристик крыла, т.е. уменьшения сопротивления в точке оптимизации, а также и в широком диапазоне изменения полётных условий.

Второй шаг в решении задачи оптимизации аэродинамического проектирования летательных аппаратов состоит в нахождении оптимального формы ключевого элемента всей конфигурации – изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата среднего класса. Стартовое (начальное) крыло должно удовлетворять всем геометрическим ограничениям, наложенным на оптимальное крыло. Стартовой точкой для оптимизации служило базовое крыло, описанное и проанализированное ранее. Была проведена двухточечная оптимизация со следующими точками проектирования:

- $C_Y=1.2, M=0.20$ (с весом 0.7)
- $C_Y=1.8, M=0.20$ (с весом 0.3)

Первая (основная) точка проектирования соответствовала крейсерскому режиму полета БПЛА, а вторая (вспомогательная) была нужна, чтобы обеспечить крылу достаточно большое значение C_Y^{max} .

Двухточечная оптимизация позволила снизить C_X при $C_Y = 1.20, M = 0.20$ на 24.3 каунта по сравнению с базовым крылом (с 400.7 до 376.4 каунта). В точке $C_Y = 1.80, M = 0.20$ значение C_X снизилось на 51.1 каунта по сравнению с базовым крылом (с 830.2 до 779.1 каунта).

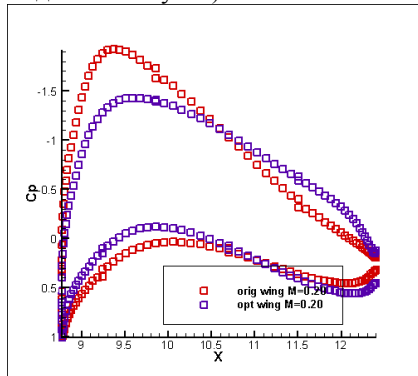


Рисунок 5 – Коэффициент давления в бортовом сечении $Z=0.0\text{м}$ по размаху крыла при $C_Y=1.20$ для $M = 0.20$

Из анализа сравнений соответствующих распределений давления между начальным и оптимальным крылом (рис. 5), видно, что изменение формы крыла привело к благоприятному в аэродинамическом смысле перераспределению нагрузки по всему размаху крыла и значительному улучшению интегральных аэродинамических характеристик. Это благоприятно отразилось на значении коэффициента сопротивления крыла при значении $C_Y = 1.20$, причем сопротивление понизилось для достаточно большой окрестности основной точки проектирования как по числу Маха, так и по коэффициенту подъемной силы. Это означает, что улучшения, полученные при проектировании носят не локальный характер и устойчивы к малым изменениям условий полета, что является необходимым условием для практического использования этих результатов.

При разработке технологии оптимального аэродинамического проектирования, одним из важнейших вопросов, является вопрос о том насколько результат применения такой технологии проектирования зависит от начальной формы оптимизируемой поверхности. С практической точки зрения очень важно, чтобы технология давала хорошие результаты не только в случае, когда начальная геометрия обладает приемлемыми аэродинамическими характеристиками, но и в случае, когда исходная форма в точках проектирования имеет высокий уровень полного сопротивления.

С математической точки зрения возникает вопрос об устойчивости алгоритма автоматического оптимального проектирования к начальной форме. Иными словами, если мы проведем две оптимизации с одинаковыми условиями и ограничениями, но для двух сильно отличающихся друг от друга начальных геометрий, то насколько будут отличаться друг от друга две полученные оптимальные геометрии?

В качестве второй начальной формы рассматривался симметричный профиль, который с аэродинамической и геометрической точек зрения 2-ой вариант начальной геометрии крыла находится очень далеко как от оптимального решения, так и от начальной формы крыла. Результаты оптимизации оказались очень близкими и в широком диапазоне условий полета практически идентичными. В частности, в основной точке проектирования $M=0.20$, $C_Y=1.20$ сопротивление оптимального крыла для 1-ого варианта составило 376.4 аэродинамических каунта против 376.9 для 2-ого варианта задания формы начального крыла. Оптимальные крылья обладают практически одним и тем же сопротивлением в основной точке проектирования $C_Y = 1.20$, $M = 0.20$ ($C_X=376.4$ каунта и $C_X=376.9$ каунта). Формы оптимальных крыльев очень близки друг к другу, сами оптимальные крылья обладают очень близкими (практически идентичными) интегральными аэродинамическими характеристиками в широком диапазоне изменения условий полета.

Третий шаг в решении задачи оптимизации состоит в проведении тщательного аэродинамического анализа следующей (после изолированного крыла) по уровню геометрической сложности конфигурации: а именно компоновки крыло-фюзеляж. Этот шаг необходим, чтобы понять уровень аэродинамическо-

го качества самолета с учетом интерференции потоков, обтекающих крыло и фюзеляж. Начальная конфигурация «крыло–фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса (рис. 6) обладает приемлемым планерным качеством в точке проектирования $C_Y = 1.20$, $M = 0.20$ (около 30.9). Планерное качество начальной конфигурации остается достаточно высоким и при $C_Y = 1.50$ (около 31.2) начиная снижаться только с $C_Y > 1.8$.

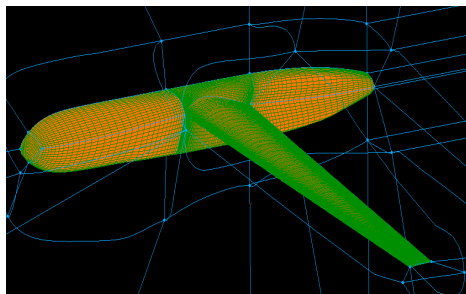


Рисунок 6 – Вид пространственной расчётной сетки около конфигурации «крыло–фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы

Четвертый шаг в решении поставленной задачи оптимизации (а также разрабатываемой технологии оптимального аэродинамического проектирования летательных аппаратов) состоит в проведении оптимального аэродинамического проектирования полной конфигурации «крыло–фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса.

Двухточечная оптимизация (рис.7) позволила снизить коэффициент сопротивления в точке оптимизации $C_Y = 1.20$, $M = 0.20$ на 13.0 каунтов (или около 3%) по сравнению с базовым крылом (с 430.1 до 417.1 каунта). В точке $C_Y = 1.50$, $M=0.20$ значение коэффициента сопротивления снизилось на 20.5 каунта (или около 3.5%) по сравнению с базовым крылом (с 588.4 до 567.9 каунта). В точке $C_Y = 1.80$, $M = 0.20$ значение коэффициента сопротивления снизилось на 35.3 каунта (или около 4.35%) по сравнению с базовым крылом (с 812.9 до 777.6 каунта).

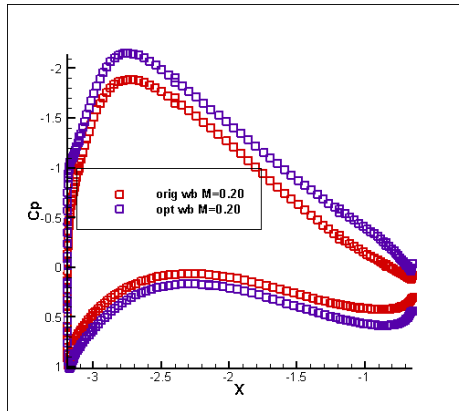


Рисунок 7 – Сравнение распределений давления в сечении $Z=2.4$ м по размаху крыла при $C_Y=1.20$ для $M = 0.20$ для начального и оптимального крыла

В заключении кратко сформулированы основные результаты и выводы настоящей работы, которые состоят в следующем:

1. Предложен новый вариант генетического алгоритма с вещественным кодированием пространства поиска, обеспечивающего большую надежность получения глобального экстремума для мультимодальных функций.

2. Показано, что геометрические параметры задачи достаточно сильно влияют на оптимальные профили. Однако, на практике варьировать эти параметры весьма затруднительно. Из газодинамических параметров задачи на оптимальное решение больше всего влияет число Маха. Однако возможность его вариации также весьма ограничена. Число Рейнольдса сильно влияет на коэффициент сопротивления, но практически не влияет форму оптимального профиля. В связи с вышесказанным, можно заключить – как практической, так и с научной точек зрения гораздо важнее рассмотреть вопрос о том как ведет себя в различных условиях оптимальный аэродинамический профиль, полученный при некоторых конкретных ограничениях, а не как эти условия влияют на форму оптимального профиля.

3. Полученное оптимальное крыло БПЛА обладает значительно меньшим сопротивлением в основной точке оптимизации $C_Y = 1.20$, $M = 0.20$ ($C_X = 376.2$ каунта) и может эксплуатироваться при крейсерском режиме полета ($M = 0.20$) и его окрестностях. Оптимизация позволила улучшить планерное качество крыла на 7%. Оптимальное крыло обладает лучшими аэродинамическими параметрами в широкой окрестности точки оптимизации по числам Маха и коэффициента подъемной силы и устойчиво к малым изменениям условий полета

4. Исследования на устойчивость оптимального решения к начальным данным показало, что оптимальные крылья обладают практически одним и тем же сопротивлением в основной точке проектирования $C_Y = 1.20$, $M = 0.20$ (C_X

=376.4 каунта и $C_X = 376.9$ каунта). Формы оптимальных крыльев очень близки друг к другу, они обладают очень близкими (практически идентичными) интегральными аэродинамическими характеристиками в широком диапазоне изменения условий полета.

5. Оптимальная конфигурация «крыло–фюзеляж» обладает меньшим сопротивлением в основной точке проектирования $C_Y = 1.20$, $M = 0.20$ ($C_X = 417.1$ каунта) и может эксплуатироваться при крейсерском полете при $M = 0.20$ и его окрестностях. Оптимизация позволила улучшить планерное качество конфигурации в основной точке оптимизации и сохраняет это улучшение в достаточной большой окрестности этой точки. Оптимальная компоновка обладает лучшими аэродинамическими характеристиками в широкой окрестности точки проектирования по числам Маха и коэффициента подъемной силы и устойчиво к малым изменениям условий полета.

Результаты диссертационной работы могут послужить основой для проектирования перспективных БПЛА различных классов (в диссертации фактически был рассмотрен только средний класс БПЛА). Перспективы дальнейшей разработки темы связаны с усложнением формы фюзеляжа БПЛА, оптимизацией обтекателя крыла и оптимизации конфигурации «крыло–обтекатель». Усложнение геометрии оптимизируемой области приводит к увеличению размерности пространства поиска и усложнению рельефа функционала. Поэтому успех продвижения в этом направлении связан с дальнейшим совершенствованием используемых программных пакетов и улучшением используемых в них численных методов

СПИСОК РАБОТ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Статьи в журналах, включённых в Перечень рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание учёной степени кандидата наук, на соискание учёной степени доктора наук:

1. **Степанов К. А.** Аэродинамическое проектирование изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата / К. А. Степанов, С. В. Тимченко // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. – 2018. – № 54. – С. 118–130. – DOI: 10.17223/19988621/54/10. – 0,81 / 0,48 а.л.

Web of Science:

Stepanov K. A. Aerodynamic design for an isolated three-dimensional wing of an unmanned aerial vehicle / K. A. Stepanov, S. V. Timchenko // Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics. – 2018. – № 54. – P. 118–130.

2. Пейгин С. В. Технология оптимального проектирования аэродинамических конфигураций на основе решений полных уравнений Навье-Стокса / С. В. Пейгин, **К. А. Степанов**, С. В. Тимченко / Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. – 2017. – № 50. – С. 90–98. – DOI: 10.17223/19988621/50/8. – 0,56 / 0,21 а.л.

Web of Science:

Peugin S. V. An optimal design technology for aerodynamic configurations based on the numerical solutions of the full Navier-Stokes equations / S. V. Peugin, **К. А. Степанов**, S. V. Timchenko // Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics. – 2017. – № 50. – P. 90–98.

3. Орлов С. А. Эффективная реализация нелинейных ограничений при оптимизации трехмерных трансзвуковых крыльев / С. А. Орлов, С. В. Пейгин, **К. А. Степанов**, С. В. Тимченко // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. – 2015. – № 1 (33). – С. 72–81. – DOI: 10.17223/19988621/33/7. – 0,62 / 0,15 а.л.

Публикации в прочих научных изданиях:

4. Peigin S. V. Aerodynamic design of UAV based on highly parallelized optimization software [Electronic resource] / S. V. Peigin, S. V. Timchenko, **К. А. Степанов** // 30th International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics : proceedings. Indianapolis, USA, May 14–17, 2018. – Indianapolis, 2018. – 2 p. – URL: https://schd.ws/hosted_files/parcfd18/9d/ParCFD18_paper_95.pdf (access date: 11.09.2018). – 0,12 / 0,04 а.л.

5. **Степанов К. А.** Анализ эффективности методов скрещивания в генетических алгоритмах [Электронный ресурс] / К. А. Степанов // Природные и интеллектуальные ресурсы Сибири. СИБРЕСУРС 2016 : сборник материалов XVI Международной научно-практической конференции. Кемерово, 23–24 ноября 2016 г. – Кемерово, 2016. – 8 с. – URL: http://science.kuzstu.ru/wp-content/Events/Conference/Sibresource/2016/materials/pages/Articles/sovremennye_puti_razvitiya_informacionnyh_tehnologiy,_mashinostroeniya_i_avtotransporta/78.pdf (дата обращения: 11.09.2018). – 0,5 а.л.

6. **Степанов К. А.** Преимущества генетических алгоритмов для оптимизации траектории вхождения в атмосферу / К. А. Степанов // Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики : материалы II Всероссийской молодежной научной конференции, посвященной 50-летию физико-технического факультета Томского государственного университета. Томск, 11–13 апреля 2012 г. – Томск, 2012. – С. 316–318. – 0,18 а.л.

Издание подготовлено в авторской редакции.
Отпечатано на участке цифровой печати
Издательского Дома Томского государственного университета
Заказ № 2848 от «28» декабря 2018 г. Тираж 100 экз.
г. Томск Московский тр.8 тел. 53-15-28