

## **Разработка методики поиска оптимальной формы лопасти воздушного самолетного винта на основе современных вычислительных подходов**

И.Б. Войнов, Д.Ф. Ибраев, Ю.Я. Болдырев, М.В. Алешин,

И.С. Давыдов, В.А. Кожевников

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

Данная работа представляет собой описание разработки современного подхода к поиску оптимальной формы лопасти воздушного самолетного винта с учетом геометрических и технологических ограничений. Предлагаемый подход основывается на использовании передовых методов параметрической оптимизации, посредством которых становится возможным в полуавтоматическом режиме получать пространственную геометрическую CAD модель лопасти с учетом переменного профилирования по длине лопасти, его закрутки и установочного угла для различных режимов эксплуатации, включая взлет и крейсер. Основная идея состоит в полной параметризации геометрии лопасти, в том числе при необходимости и внутренней «материальной» структуры, конечным числом параметров в заданной топологической форме.

*Ключевые слова:* оптимальная форма лопасти, параметрическая оптимизация, геометрическая CAD модель лопасти, топологическая форма, суперкомпьютерные технологии, высокоэффективное распараллеливание задач.

### **1. Введение**

На фоне постоянного роста объемов авиационных перевозок, а также большой конкуренции на этом рынке, перед авиапроизводителями стоит задача улучшения летно-технических характеристик создаваемых летательных аппаратов. При этом мировой рынок авиационной техники продолжает насыщаться винтомоторными самолетами, которые обладают значительной востребованностью, особенно в диапазоне полетов на малые расстояния. Сегодня перед разработчиками таких самолетов возникает задача обеспечения максимальной эффективности воздушных винтов. При этом речь идет не только о наилучшем профилировании лопасти винта под заданные летные и мощностные характеристики, но и об обеспечении их максимальной эффективности, включая удешевление технологий производства, увеличения ресурса и уменьшения веса конструкции винта. Это связано с растущим рынком авиации общего назначения и ростом использования разнообразных беспилотных летательных аппаратов. Несмотря на различные условия эксплуатации воздушных винтов в авиации, сохраняется общий подход к их проектированию и определению основных их характеристик.

Первым результатом по исследованию работы винта является соотношение Ланчестера-Беца-Жуковского, утверждающее, что коэффициент использования кинетической энергии ветра идеальным ветряком не превышает 59% [1]. Данный результат лег в основу вихревой теории Гольдштейна [2] и теории пропеллера Теодорсена [3], которые в дальнейшем были использованы авторами работы [4] для определения геометрии воздушного винта.

Авторы работы [5] применили методы вариационного исчисления, чтобы определить оптимальное скручивание лопасти, которое бы минимизировало потерю мощности при постоянной величине тяги винта, при этом на основе заданной геометрии лопасти оптимизировали тягу винта для других условий полета. Заметим, что подходы вариационного исчисления являются достаточно трудоемкими в силу необходимости решать уравнения Эйлера-Лагранжа [6].

Вполне очевидно, что при оптимальном проектировании винтов не обойтись без применения численных методов. В частности, распространение получили градиентные методы поиска оптимального решения. Например, в работе [7] автор строит процедуру оптимизации используя и эмпирические данные. В работе [8] автором также используется градиентный метод, в рамках

которого определяются геометрические параметры лопасти. Что касается применимости градиентных методов, то укажем, что их основным недостатком является возможность сходиться к локальному минимуму.

Для снятия системы ограничений в некоторых работах применяется метод штрафных функций. В частности, в работе [9] на этой основе авторами используется так называемый подход «решетчатых вихрей», при этом в качестве критерия рассматривается максимальная эффективность с ограничением по мощности за счет оптимизации скручивания лопасти.

В описанных выше подходах критерием оптимизации, как правило, является эффективность винта при соответствующей системе определяющих уравнений аэродинамики. Вместе с тем при решении практически важных задач могут появляться дополнительные требования, например, к прочности и шумности, а также массе винта. В таком случае, необходимо рассматривать постановку задачи с позиций многокритериальной оптимизации. Здесь наиболее распространённым является подход на основе различных так называемых генетических алгоритмов [10], который может быть использован для мультидисциплинарного инженерного анализа. В нашем случае, этот подход может быть использован при оптимизации винта по критерию эффективности на различных режимах работы. Генетический метод основан на случайном подборе, комбинировании и вариации искомым параметров, и используя эволюционные механизмы (размножение, мутации, скрещивания) позволяет проводить поиск оптимума. Например, в работе [11] генетический метод использован для оптимизации лопасти винта самолета с учетом аэродинамических, динамических и прочностных ограничений. В статье [12] этот метод применен для оценки гидродинамических характеристик лопасти гребного винта при минимальной кавитации, наибольшей эффективности и приемлемой прочности лопасти.

В работе [13] приведено решение междисциплинарной, многокритериальной оптимизации винта на основе генетического алгоритма. Были рассмотрены три режима полета воздушного судна (взлет, крейсерский полет и посадка) при этом для каждого режима выбрана схема, при которой максимизируется эффективность винта и минимизируется уровень генерируемого им шума при соблюдении прочностных ограничений. Для описания воздушного потока вокруг винта использовались методы вычислительной гидродинамики. Поскольку течение заведомо является турбулентным, то использовались усредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса, а для определения шума применялась схема Фарассата. Поскольку решение аэродинамической задачи требует больших вычислительных ресурсов, то в следующей работе [14] автор использует модель нейронной сети, которая на основе готовых результатов моделирования была «обучена» прогнозировать эффективность различных форм лопасти винта.

Существенный прогресс в развитии методов вычислительной аэрогидродинамики и рост мощности вычислительных систем, позволяет значительно продвинуться на пути решения задач оптимального проектирования, а в ряде случаев и значительно сократить время на процедуры оптимизации конструкций и их элементов. В данной работе представлен подход мультидисциплинарной и многокритериальной оптимизации воздушного винта, основанный на использовании передовых программных комплексов параметрической оптимизации в сопряжении с программным комплексом ANSYS. Отметим, что на сегодняшний день существует достаточно большое количество систем параметрической оптимизации: IOSO, modeFrontier, Optimus и другие, построенные на той или иной идее, в которых оптимизация осуществляется для заданного набора входных варьируемых параметров конструкции, в нашем случае – формы лопасти. В рамках подхода по поиску оптимального решения формы лопасти выполнение используются комплексы: SolidWorks или NX для разработки параметрической геометрии лопасти и части воздушного пространства вокруг нее, ICEM CFD для генерации расчетной сетки для аэродинамического расчета, ANSYS APDL для построения конечно-элементной модели лопасти, расчета и анализа аэроупругой деформации и прочности лопасти; программный комплекс ANSYS CFX для настройки и обработки результатов аэродинамического расчета.

## 2. Параметризация геометрии лопасти

Основной задачей, стоящей перед инженером при использовании методов параметрической оптимизации, является определение достаточного количества параметров, позволяющих определить геометрию конструкции в широком диапазоне её возможных форм. Суть самой мето-

дики расчетного определения оптимальной формы лопасти заключается в начальной подготовке и параметризации профилирования отдельных сечений лопасти, а также их взаимного расположения по ее длине с учетом скрутки. Количество профилей определяется вычислительными мощностями, имеющимися у пользователя. Наиболее рациональным, с точки зрения потребления ресурсов и точности описания, является использование от 3 до 6 сечений. При этом положение сечений в пропорциях длины пера лопасти могут выбираться также в различных соотношениях. В данных расчетных исследованиях при использовании 6 сечений они выбраны следующим образом:  $0.1L$ ,  $0.25L$ ,  $0.5L$ ,  $0.75L$ ,  $0.9L$ ,  $1L$ , где  $L$  – длина пера лопасти.

Для описания профилей лопасти используется технология профилирования, состоящая из комбинации нескольких кривых. Наиболее удобными и гибкими при описании геометрии профиля оказались параметрические кривые Безье [15]. На входной кромке используется кривая Безье 2-го порядка, на выходной кромке – дуга окружности, на спинке и корытце – кривая Безье 3-го порядка. Данное профилирование с параметризацией размеров, разработанное в среде SolidWorks представлено на рис. 1. Приведенные размеры вместе со вспомогательными кривыми и геометрическими привязками (касательность, коллинеарность и т.д.) однозначно описывают контур профиля лопасти.

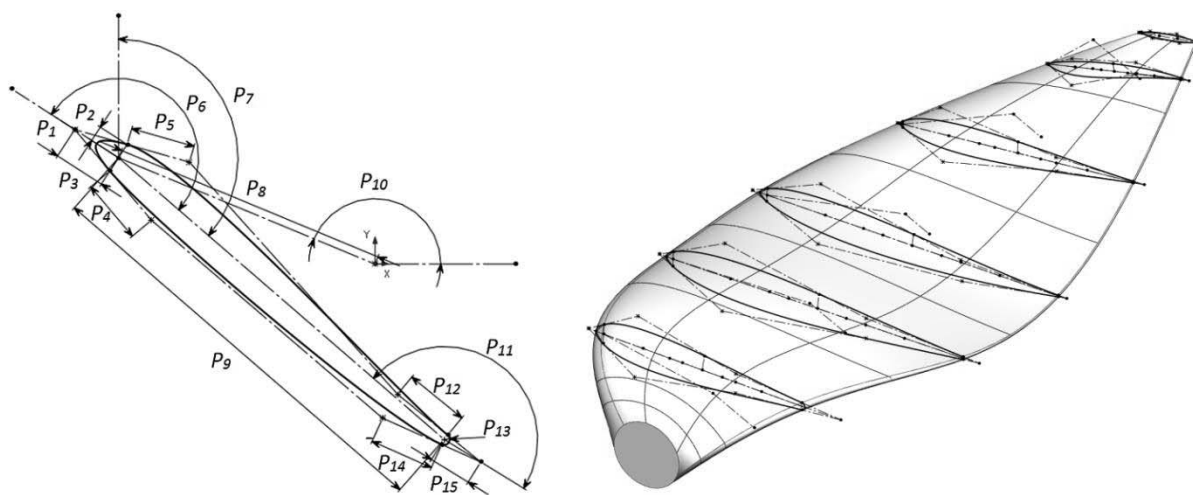


Рис. 1. Параметризация лопасти воздушного винта

В качестве геометрических параметров для задачи оптимизации используются размеры  $P_1$ – $P_{15}$ , используемые в профилировании, а также установочный угол и длина пера лопасти  $L$ .

На основе полученных профилей, включая круговое сечение в основании, выполняется построение объемного тела лопасти. Количество сечений определяет точность построения поверхности лопасти. Так, для варианта с 6 сечениями и 15 параметрами в каждом дает общее количество независимых неизвестных равное 90, а общее возможное количество комбинаций практически неограниченно.

Также для моделирования области обтекания добавляется цилиндрический объем окружающего винт пространства. Поскольку у воздушного винта все лопасти одинаковые, а остальные элементы геометрии являются осесимметричными, для решения задачи аэродинамики достаточно рассмотреть периодичный сектор с одной лопастью. Такое упрощение позволяет значительно сократить расчетное время.

В процессе оптимизации полученная CAD модель передается в расчетные модули для проведения аэродинамического и прочностного анализа.

### 3. Постановка аэродинамической задачи

Для проведения аэродинамического расчета используется комбинированная сеточная модель: структурированная гексагональная сетка вблизи поверхности лопасти и неструктурированная тетраэдральная сетка в остальной расчетной области, построенная в среде сеточного

генератора ICEM CFD. Такой подход позволяет получить более точное описание потока вблизи лопасти и сократить время на построение сетки и проведение расчета. Задача ставится для сектора с периодом определяемым числом лопастей винта. Так, для винта с тремя лопастями сектор составляет 120 градусов. Размерность сетки для одного сектора - около 2.5 млн. ячеек. Фрагмент сеточной модели вблизи лопасти показан на рис. 2.

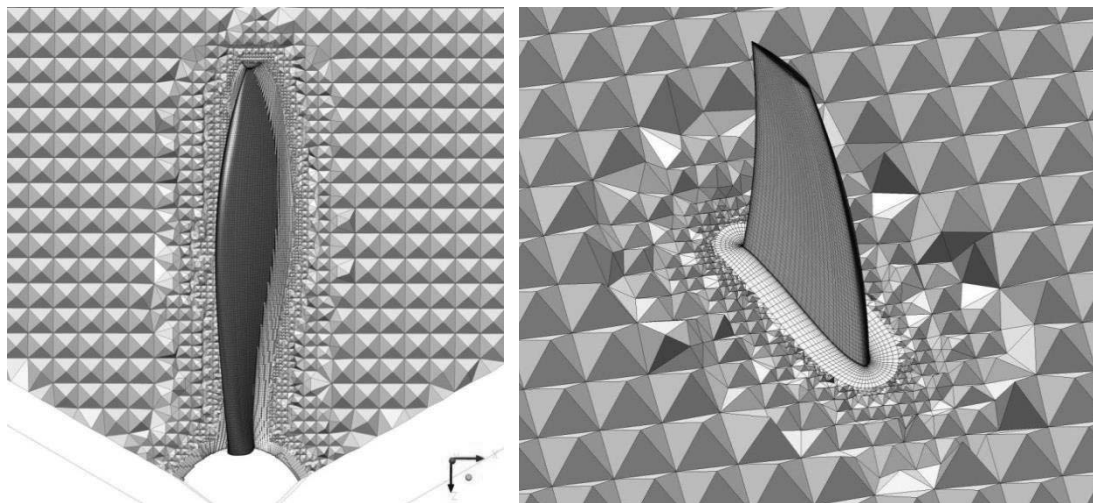


Рис. 2. Фрагмент сеточной модели проточной части

В препроцессоре комплекса ANSYS CFX для расчетной сетки определяется стационарная постановка задачи с применением осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса методом конечных объемов. Для моделирования эффекта турбулентности используется SST модель турбулентности Ментора [16] с автоматическими пристеночными функциями вблизи границ твердых стенок.

В качестве граничных условий на входе задаются скорость набегающего потока, соответствующая рассматриваемому режиму, на выходной границе, удаленной на достаточное расстояние от лопасти задается нулевое избыточное давление. Расчетная область моделируется во вращающейся системе координат. Угловая скорость вращения винта определяется режимом полета. Таким образом, в ANSYS CFX на основе расчетной сетки формируется конечно-объемная математическая модель для задачи аэродинамики.

Сама оптимизационная процедура строится на основе комплекса ANSYS CFX, который используется в качестве модуля для сопряженного решения связанных задач аэродинамики и прочности, когда поочередно запускаются решатели ANSYS CFX и ANSYS APDL, обмениваясь перемещениями и нагрузками.

### 3. Постановка задачи прочности

Анализ прочности лопасти выполняется с помощью метода конечных элементов в ANSYS Mechanical APDL на основе определенной внешней параметризованной поверхности лопасти. При этом внутренняя структура лопасти также может быть параметризована конечным числом параметров. Например, в рассматриваемой авторами работе лопасть выполнена из многослойного композитного материала и представляет собой полое тело. При этом толщина стенок лопасти определяется количеством слоев материала. Количество слоев по высоте лопасти меняется ступенчато. Число зон смены слоев принимается равным 5, при этом количество слоев в каждой зоне – является независимым варьируемым параметром в оптимизации: *layer1*, *layer2*, *layer3*, *layer4*, *layer5*. Каждый слой представляет собой пару монослоев, соединенных ориентацией волокон 0/45. Схема разделения лопасти на зоны показана на рис. 3.

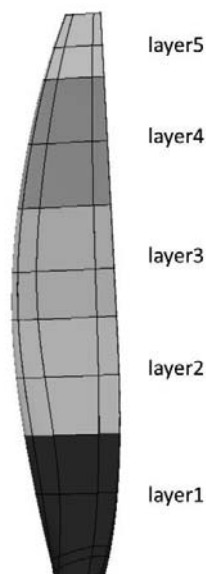


Рис. 3. Разделение лопасти на зоны

В качестве величин нагрузок рассматриваются центробежные силы вращения и распределенная поверхностная нагрузка сил давления, получаемая посредством газодинамического расчета. В свою очередь (по связности задачи) перемещения элементов лопасти передаются в газодинамический расчет для уточнения формы лопасти от заданных силовых воздействий и отвечающих им изменений в её обтекании. В качестве показателей рассматриваются вес лопасти и критерий прочности, в качестве последнего, для композитного материала выбран критерий Цай-Бу [17, 18] с коэффициентом запаса 2.

Обработка результатов сопряженного (связанного) моделирования проводится в постпроцессорах ANSYS CFX и ANSYS APDL и выводится в соответствующие текстовые файлы, которые в последующем анализируются оптимизатором.

Для автоматизированного построения моделей задач аэродинамики и прочности, последующего запуска сопряженного (связанного) моделирования и обработки результатов были разработаны соответствующие программные инструменты (скрипты).

#### 4. О решении задачи оптимизации

Для решения задачи оптимизации формы лопасти могут быть использованы алгоритмы многокритериальной и многопараметрической оптимизации, реализованные в одном из известных комплексов IOSO, modeFRONTIER или других, позволяющие интегрировать все требуемые вычислительные программные модули в единый расчетный блок и автоматизировать процесс оптимизации. Пример такой схемы оптимизации, реализованной в комплексе modeFRONTIER, представлен на рис. 4.

В процессе поиска оптимального решения, алгоритм оптимизации, на основе рассчитанных параметров, выбранных критериев и имеющихся ограничений, формирует на каждой итерации новый список входных параметров.

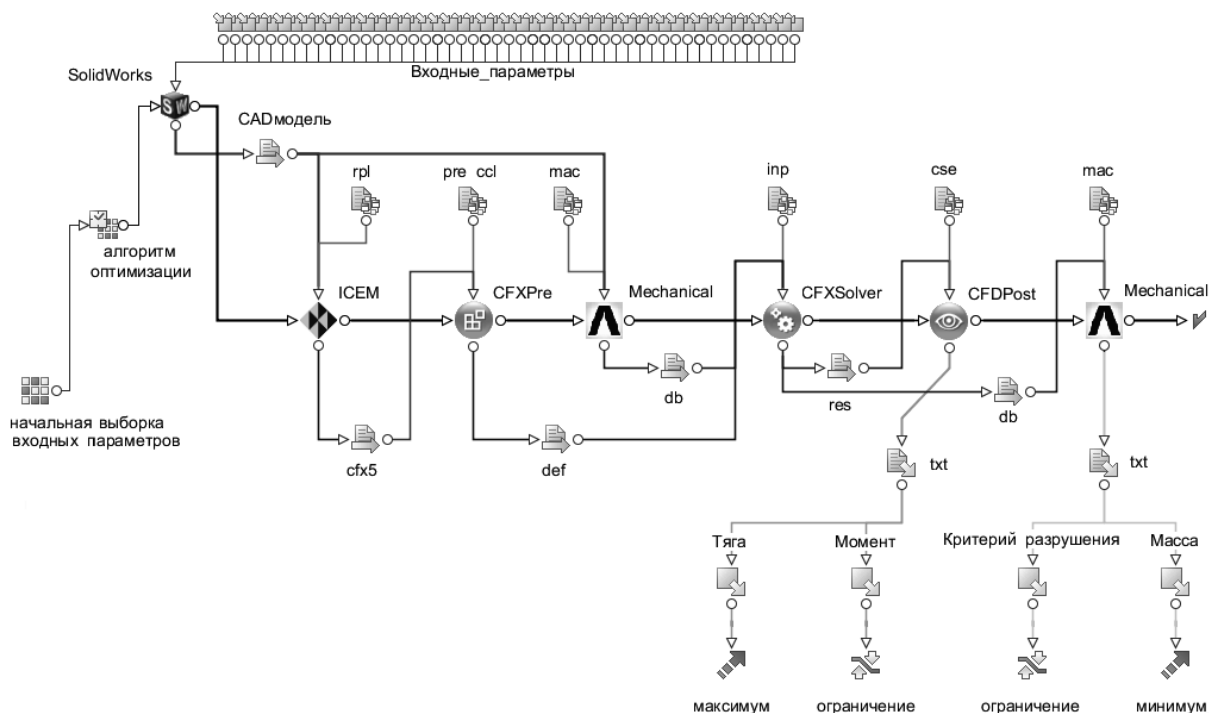


Рис. 4. Расчетная схема оптимизации для одного режима эксплуатации

Результаты решения сопряженной задачи рассматриваются нами в качестве выходных параметров, эти параметры определены в соответствии с заданными критериями оптимизации и ограничениями следующим образом:

- сила тяги винта –максимизируемый критерий;
- момент сопротивления винта – ограничение по крутящему моменту двигателя;
- масса лопасти –минимизируемый критерий;
- максимальное значение критерия разрушения – ограничение, не более 0.5.

Расчетные модули последовательно запускаются и передают выходной файл следующей программе (рис. 3). Для каждого модуля «подгружаются» соответствующие скрипты. В результате решения задачи оптимизации формируются новый набор входных параметров (геометрических характеристик и свойств композита) лопасти для поиска оптимальных аэродинамических и прочностных показателей.

Пример сходимости поиска оптимального решения для одного из входных параметров, полученных при использовании комплекса IOSO, показан на рис. 5.

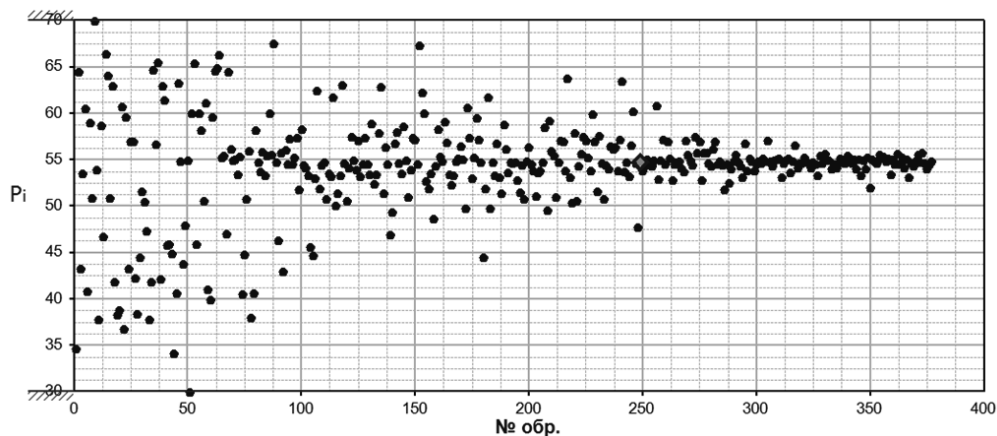


Рис. 5. Пример сходимости одного из входных параметров

Одним из существенных недостатков в подходе основанном на использовании метода параметрической оптимизации является необходимость выполнения расчетов для большого количества комбинаций входных параметров с целью достижения сходимости алгоритма по поиску оптимального решения. Для каждой комбинации параметров необходимо каждый раз проходить полный цикл операций, включая построение геометрии, расчетной сетки и проведение численного моделирования. Каждая из таких операций занимает значительное количество времени, особенно при решении сопряженной задачи, что не позволяет получать решение за короткие сроки. В связи с этим, основным путем, позволяющим сократить сроки поиска оптимального решения, является использование возможностей суперкомпьютерных технологий. Подобный подход позволяет, во-первых, процедурам параметрической оптимизации обрабатывать сразу несколько расчетных комбинаций параметров одновременно, а во-вторых, проводить расчеты с использованием большого количества расчетных ядер, что немаловажно при выполнении газодинамических расчетов.

В данной задаче для выполнения многовариантных газодинамических расчетов использовалось распараллеливание задачи на нескольких расчетных ядрах суперкомпьютерного центра «Политехнический». Это позволило достигнуть времени обработки одного конструктивного варианта формы лопасти за время 15-20 минут. Для получения конечной оптимальной формы геометрии лопасти при использовании примерно 50 параметров варьирования на основе современных алгоритмов поиска требуется решения не менее 500 вариантов задачи. Таким образом, общее время поиска составит приблизительно 6-8 суток, что является приемлемым в рамках проектирования новой лопасти при её заданных характеристиках. Вместе с тем укажем, что при разработке оптимальной геометрии лопасти следует также учитывать многорежимность ее работы на различных оборотах вращения винта, скоростях полета и высоты. Учет многорежимности увеличивает количество решаемых задач прямо пропорционально выбранному количеству режимов, а, следовательно, во столько же раз увеличивает необходимое время поиска оптимального решения. Однако, такой подход несомненно эффективнее, чем подбор формы, используя аналитические методики и физический эксперимент.

Промежуточный результат поиска оптимального решения с использованием разработанного подхода и реализованной методики представлен на рис. 6.



Рис. 6. Форма лопасти, полученная при оптимизации

## 5. Заключение

В результате проведенного исследования разработана методика построения оптимальной формы лопасти для заданных аэродинамических, технологических и прочностных целевых критериев (показателей) и ограничений. Данный подход позволил оценить сложность и трудоемкость использования полученной методики на практике при применении суперкомпьютерных технологий. Важным результатом исследований является тот факт, что без применения упрощенных аналитических и полуаналитических методик, а также без применения многовари-

антных и дорогостоящих экспериментов, можно получить оптимальную форму лопасти, используя только современные технологии математического моделирования, опираясь на законы аэродинамики и механики, на основе суперкомпьютерных технологий.

## Литература

1. van Kuik G.A. The Lanchester–Betzi–Joukowski limit // *Wind Energy*. 2007. 10: 289-291
2. Goldstein S. On the Vortex Theory of Screw Propellers // *Proceeding of the Royal Society, London*. 1929. Series A. Vol. 123. No. 792. pp. 440–465.
3. Theodorsen T. *Theory of Propellers*. New York. McGraw–Hill, 1948.
4. Adkins C. N., and Liebeck R. H. Design of Optimal Propellers // *Journal of Propulsion and Power*. 1994. Vol. 10. No. 5. pp. 676–682.
5. Lock C.N.H., Pankhurst R.C., Fowler R.G. Determination of the Optimum Twist of an Airscrew Blade by the Calculus of Variations // *Aeronautical Research Committee, R\&M*. No. 2088. London, Jan. 1942.
6. Болдырев Ю.Я. Вариационное исчисление и методы оптимизации. Учебное пособие. Санкт-Петербург. Издательство Политехнического университета, 2016, 240 с.
7. Shaw R. L. Computerized Aerodynamic Optimization of Aircraft Propellers // M.S. Thesis. Dept. of Aeronautical Engineering, Naval Postgraduate School, 1970, Monterey, CA, USA.
8. Mendoza J. P. Propeller Design by Numerical Optimization. Proceedings of the SAE Business Aircraft Meeting, Society of Automotive Engineers, May–April 1977, Warrendale, PA, USA.
9. Cho J. and Lee S. C. Propeller Blade Shape Optimization for Efficiency Improvement // *Computers Fluids*. 1998. Vol. 27, No. 3, pp. 407–419.
10. Whitley D. A genetic algorithm tutorial // *D. Stat Comput*. 1994. 4: 65.
11. Lee, Jongsoo Hajela, Prabhat Parallel Genetic Algorithm Implementation in Multidisciplinary Rotor Blade Design // *Journal of Aircraft*. 1996.
12. Kamarlouei, Mojtaba (Eds.) Multi-Objective Evolutionary Optimization Technique Applied to Propeller Design. *Acta Polytechnica Hungarica*. 2015. 11. 163-182.
13. Marinus B. G. Multidisciplinary Optimization of Aircraft Propeller Blades. Ph.D. Dissertation, Dept. of Mechanical Engineering, Royal Military Academy, Brussels, 2011.
14. Marinus B. G., Roger M., Van Den Braembussche R. Aeroacoustic and Aerodynamic Optimization of Aircraft Propeller Blades. 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA Paper 2010-3850, June 2010.
15. Pierret SS, Van den Braembussche RA. Turbomachinery Blade Design Using a Navier–Stokes Solver and Artificial Neural Network // *ASME. J. Turbomach.*, 1999:121(2):326-332.
16. Menter F. R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // *AIAA Journal*. 32(8). 1598–1605. August 1994.
17. Tsai S. Strength theories of filament structures. Fundamental aspects of fiber reinforced plastic composites, edited by R. T. Schwartz and H. S. Schwartz, Wiley Interscience. New York, 1968. pp 3–11.
18. Wu E. Strength and fracture of composites. Composite materials, edited by Broutman L, Krock R. Academic Press. New York, 1974. vol 5. pp 191–247.