

# АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

---

---

## АЭРОДИНАМИКА И ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

---

---

УДК 629.7.022, 519.688

### РАЗРАБОТКА ОБЛИКА САМОЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЫСОКОТОЧНЫХ МЕТОДОВ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИКИ И ОПТИМИЗАЦИИ

**Анисимов К.С., Кажан Е.В., Курсаков И.А., Лысенков А.В.\*,  
Подаруев В.Ю., Савельев А.А.**

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,  
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский Московской области, 140180, Россия*

*\* e-mail: aleksandr.lysenkov@tsagi.ru*

Статья поступила в редакцию 06.03.2019

---

Проведена разработка облика трехдвигательной компоновки типа «смешанное крыло—фюзеляж» (англ. BWB). С этой целью выполнена аэродинамическая оптимизация формы мотогондолы и положения двигателей. При оптимизации для расчета аэродинамических характеристик использован метод, основанный на численном решении трехмерных осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса. Для поиска оптимального решения использован алгоритм эффективной глобальной оптимизации, основанный на построении имитационных моделей. Разработанная процедура рассмотрена в контексте многодисциплинарной оптимизации третьего поколения, проводимой в рамках проекта AGILE. При выполнении проекта созданная процедура применена к самолётам, выбранным в качестве тестовых случаев.

*Ключевые слова:* проектирование самолета, вычислительная аэродинамика, оптимизация, силовая установка, мотогондола двигателя.

---

#### **Введение**

Европейский проект AGILE [1] направлен на разработку методологии распределённой многодисциплинарной оптимизации третьего поколения. Проект строится на ключевых технологиях, разработанных за последние 10 лет в DLR: общий формат данных CPACS [2] и среда RCE [3]. Основной целью проекта AGILE является снижение на 20% времени процесса сходимости при оптимизации летательного аппарата и снижение на

40% времени, необходимого команде различных специалистов для осуществления многодисциплинарной оптимизации. Это позволит сократить время разработки перспективных летательных аппаратов и быстрее выводить их на рынок.

В качестве демонстрации возможностей разработанных технологий результаты проекта применены для нескольких перспективных компоновок самолётов. При этом использование неклассических компоновок требует гибкости разрабатываемых

мых методов и возможности их применения к широкому кругу самолётов. Конфигурация BWB неоднократно исследовалась различными коллективами: начиная с 2004 года (Liebeck [4]) и до настоящего времени [5, 6]. В большинстве работ (например, [7]) проводится оптимизация формы планера без учета двигателей. Однако исследования [8] показывают, что для данной конфигурации учет интерференции планера и двигателей важен для получения достоверных характеристик.

В рамках проекта AGILE выполнялись исследования подсистем гражданского самолёта, которые были распространены на случай BWB [9], и разработана методология учета неопределённостей [10]. Это первый случай совместного международного исследования конфигурации BWB большим количеством команд специалистов, каждая из которых отвечала за свою дисциплину. Эта конфигурация является перспективной благодаря возможности получить высокое аэродинамическое качество и, как результат, снизить уровень потребления топлива. Однако расположение турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) над планером зачастую является причиной отрицательной интерференции. Такое расположение двигателей может привести к возникновению сильных скачков уплотнения и отрывных зон в окрестности мотогондол. В результате возросшее сопротивление компоновки в целом может нивелировать все преимущества конфигурации BWB.

Данная работа направлена на выбор аэродинамической формы мотогондолы и положения двигателя для получения лучшего решения при проведении многодисциплинарной оптимизации, что определяет облик самолета.

В идеологии проекта указано, что на каждом шаге глобальной оптимизации возможен не только анализ, но и монодисциплинарная оптимизация. При этом к методике предъявляется ряд специфических требований. Одним из них является высокая скорость проведения оптимизации внешней аэродинамики мотогондолы, так как ее необходимо проводить на каждом глобальном (многодисциплинарном) шаге. При этом желательно, чтобы монодисциплинарная оптимизация успевала завершиться за один шаг глобального алгоритма. Другим требованием является гибкость разрабатываемой методики, так как предполагается оптимизация нестандартных компоновок с нетрадиционным расположением двигателей.

Данная методика [11] разработана в составе большого проекта, что накладывает дополнительное ограничение на процесс оптимизации. Он должен легко встраиваться в глобальный алгоритм

и быть его неотъемлемой частью. Для этого методика должна быть детально описана и понятна всем членам консорциума, иметь чёткий набор входных и выходных параметров, согласованный со всеми членами консорциума, а также использовать общий формат данных. Для решения этой задачи общим форматом в проекте является SPACS [2]. Для взаимодействия между партнёрами в проекте используется общая среда разработки RCE [3]. Расчёты аэродинамики силовой установки проведены с использованием пакета прикладных программ, разработанного в ЦАГИ, Electronic Wind Tunnel (EWT) [12].

Для непрерывного процесса оптимизации требуется автоматически строить расчетную сетку. Для неструктурированных сеток хорошо развиты методы их автоматического построения [13, 14]. Однако из-за отсутствия выделенных направлений и отсутствия ограничений на форму ячеек расчетная сетка получается неоптимальная. Структурированные сетки часто имеют более высокое общее качество. Недостатком таких расчетных сеток является сложность их построения [13]. Методы их автоматического построения развиты плохо и работают для относительно простых геометрических объектов [14]. Применение же гибридных расчетных сеток [15] требует реализацию в решателе дополнительных алгоритмов расчета на таких сетках. В данной работе предложен алгоритм автоматического перестроения структурированных расчетных сеток.

## Построение оптимизационного цикла

### Постановка задачи

В рамках проекта AGILE сформулированы начальные требования к самолёту (англ. Top Level Aircraft Requirements — TLAR) [9] и спроектированы исходные обводы самолёта (рис. 1). Требования для самолёта были переформулированы в начальные параметры оптимизации:

Крейсерское число Маха = 0.85;

Высота крейсерского полета = 10500 м;

Вес самолета в начале крейсерского полета = 300000 кг (это соответствует  $C_y = 0.5185$  для обозначенных выше параметров при площади крыла равной 900 м<sup>2</sup>).

Основными преимуществами самолёта BWB должны быть аэродинамическая эффективность и низкий расход топлива. Расчет этих характеристик выполняют другие команды из проекта AGILE. В рамках разработанной общей стратегии проектирования компоновки в качестве целевой функции для оптимизации мотогондолы и поло-

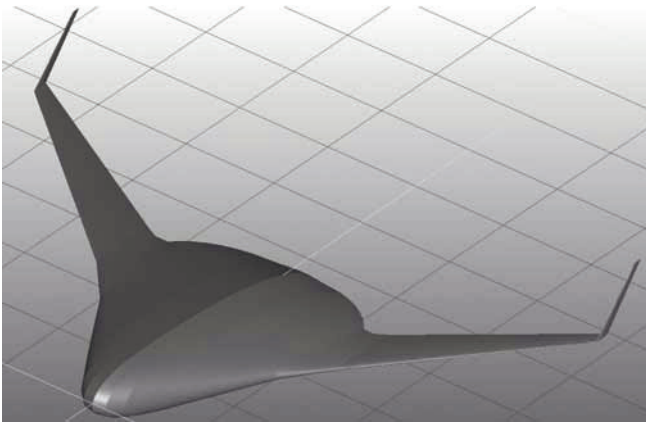


Рис. 1. Базовый планер для проектирования мотогондол

жения двигателей выбрана величина потери эффективной тяги:

$$P_{\text{эфф}} = P - F_x,$$

где  $P$  – тяга двигателя;  $F_x$  – сила сопротивления (мотогондолы или компоновки).

Минимизация данной функции приводит к оптимальному решению с точки зрения аэродинамической и топливной эффективности. В работах [16, 17] показано, что использование эффективной тяги может являться целевой функцией в задачах аэродинамического проектирования. В данной работе, в отличие от [17], при оптимизации положения мотогондолы не учитывается ограничение на момент  $m_z$  компоновки. Для выб-

ранной стратегии многодисциплинарной оптимизации моментные характеристики рассматривают другие коллективы с учетом взлетно-посадочной механизации и органов управления самолетом.

Для данной конфигурации принято решение использовать три двигателя над планером. Газодинамические параметры двигателя для этой задачи были получены в ЦИАМ [18]. Параметры двигателей большой тяги и двухконтурности для перспективного самолёта представлены в табл. 1.

Для двигателя с этими параметрами проектируется мотогондола. Оптимизационная процедура состоит из двух этапов. На первом этапе строится параметрическая модель изолированной мотогондолы и проводится оптимизация ее обводов для крейсерского режима. Второй этап заключается в оптимизации положения мотогондолы над планером. Такое разделение позволяет уменьшить требуемые вычислительные ресурсы для оптимизации всего самолёта.

#### Особенности расчета аэродинамических характеристик

Все аэродинамические расчеты проведены в рамках решения полной трехмерной стационарной системы уравнений Рейнольдса, замкнутой моделью турбулентности Спаларта—Аллмараса. Комплекс программ EWT-ЦАГИ [21] базируется на численном методе конечного объема, который имеет второй порядок аппроксимации для всех переменных и включает монотонизированную

Таблица 1

Параметры двигателя для конфигурации BWB

Общая длина двигателя	6.436 м
Длина вентиляторного контура	1.0046 м
Длина газогенераторного контура	3.89 м
Внешний диаметр воздухозаборника	3.2563 м
Внутренний диаметр воздухозаборника	0.9769 м
Внешний диаметр выхода из вентиляторного контура	3.2563 м
Внутренний диаметр выхода из вентиляторного контура	1.65 м
Внешний диаметр выхода из газогенераторного контура	1.74 м
Внутренний диаметр выхода из газогенераторного контура	0.93 м
Давление за вентилятором	64167.523 Па
Температура за вентилятором	292.395 К
Расход через вентилятор	601.6325 кг/с
Давление за газогенератором	54956.04 Па
Температура за газогенератором	715.039 К
Расход через газогенератор	57.945 кг/с

модифицированную схему Годунова для аппроксимации конвективных потоков, центрально-разностную аппроксимацию диффузионных потоков и двухслойную точечно-неявную аппроксимацию источников членов. Детальное описание этого метода приведено в [12]. Расчеты проведены на многоблочной структурированной расчетной сетке с шестигранными ячейками. Метод позволяет использовать нерегулярную стыковку блоков с разрывом сеточных линий на их границах. Для ускорения расчетов стационарных течений используется неявная схема, для которой линеаризованная система алгебраических линейных уравнений решается приближенно. Если существует стационарное решение, сходимость к этому решению обычно лучше и существенно быстрее, чем сходимость явной схемы с локальным шагом по времени.

Двигатель моделируется с помощью граничного условия «активный диск» [22]. Значения полных давления и температуры на выходе из двигателя задаются из данных по двигателю (табл. 1). Так же расходы через сопла суммируются и передаются в «активный диск» на входе в двигатель.

### **Перестроение расчётной сетки**

В процессе аэродинамической оптимизации требуется определить характеристики большого количества вариантов геометрий исследуемого объекта. При использовании сеточных методов вычислительной аэродинамики для каждого варианта должна быть построена математическая модель. Для эффективной работы оптимизационного алгоритма необходимо автоматическое построение расчетной сетки.

Предлагаемый в данной работе алгоритм автоматического перестроения структурированной расчетной сетки состоит из ряда операций:

- создание базовой геометрии объекта и запись в формате IGES/STEP;
- построение расчетной сетки для базовой геометрии в полуавтоматическом режиме;
- запись измененной геометрии в формате IGES/STEP;
- по двум геометрическим файлам в формате IGES/STEP и расчетной сетки для базовой геометрии автоматически строится поверхностная расчетная сетка для измененной геометрии;
- с использованием поверхностной расчетной сетки для измененной геометрии и пространственной сетки для базовой геометрии автоматически перестраивается пространственная сетка для измененной геометрии.

Все описанные операции производятся с применением разработанной в ЦАГИ программы Grid\_Creator [20]. Для работы с форматом хранения расчётных сеток и полей течения CGNS в программе Grid Creator использовалась свободно распространяемая библиотека функций cgnslib версии 3.1.3. Кроме того, программа Grid Creator имеет ряд дополнительных функций, которые используются в программе EWT-ЦАГИ [21]: программа позволяет использовать расширенные возможности решателя (семейства, настройка модели турбулентности и т.д.), задание неравномерных полей на границе расчетной области, оптимизация загрузки кластера.

Рассмотрим перестроение поверхностной и пространственной расчетных сеток. Модифицированная поверхностная расчетная сетка перестраивается по имеющимся базовой и модифицированной геометриям в формате IGES и базовой расчетной сетки. Базовая расчетная сетка может быть загружена из внутреннего формата или из формата CGNS (рис. 2). На этапе привязки базовой расчетной сетки к геометрии производится загрузка базовой геометрии в формате IGES/STEP. Работа с геометрией (чтение, запись, проецирование на поверхности и т.д.) производится с использованием свободно распространяемого программного обеспечения OpenCASCADE 6.9.0 [23]. Это динамическая библиотека, в которой имеется широкий круг функций, необходимых для работы с геометрией. Далее производится привязка базовой расчетной сетки к базовой геометрии: с выбранной точностью сопоставляются координаты вершин блоков расчетной сетки и точек геометрии.

При модификации поверхностей сетки вершины блоков перемещаются в соответствии с изменением координат привязанных точек. При этом изменение координат точек вычисляется путем сравнения исходной и модифицированной геометрий. Координаты несвязанных вершин блоков меняются по четырём ближайшим вершинам с использованием интерполяции методом обратных расстояний. Далее происходит перестроение ребер блоков. По деформациям вершин блоков с использованием линейной интерполяции деформируются ребра блоков. Если базовое ребро целиком лежало на базовой кривой и вершины нового ребра лежат на кривой новой геометрии, то новое ребро проецируется на эту кривую. Для остальных ребер проецирование происходит для каждого узла. Если узел лежал на ребре базовой геометрии, то новый узел проецируется на кривую новой геометрии.

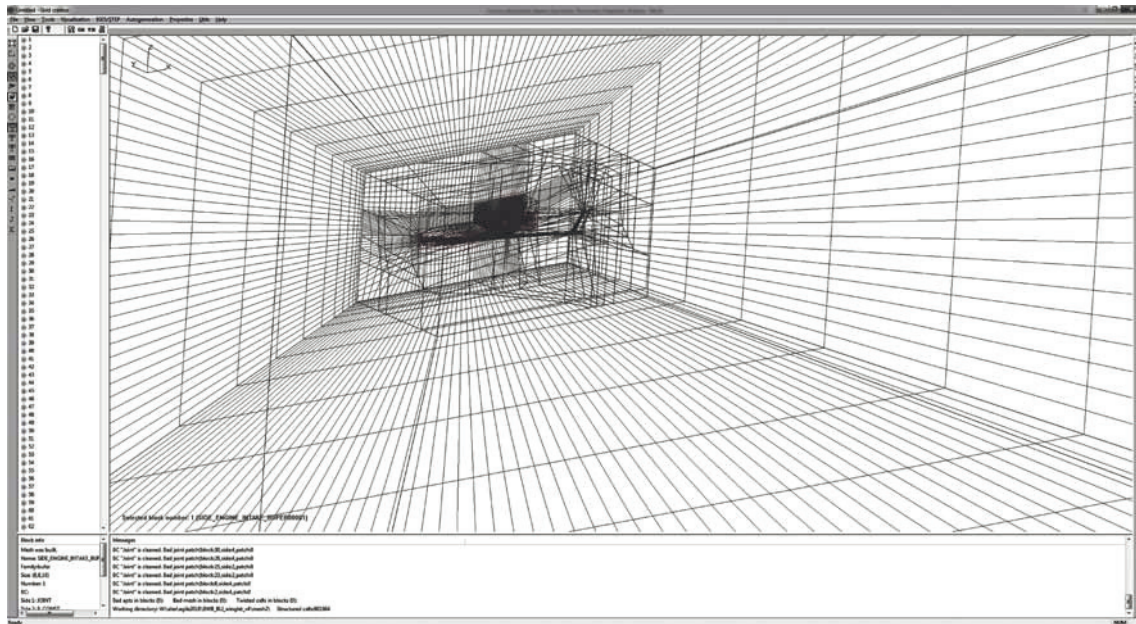


Рис. 2. Структура блоков в программе Grid\_Creator (сетка прорезана для визуализации)

По перемещению ребер блока строится поле изменений координат для всех внутренних узлов. Далее все узлы поверхностной сетки проецируются на ближайшую поверхность. Существует возможность проецировать узлы на поверхности по семействам: определяется семейство, на котором лежит базовый узел, и новая точка проецируется на поверхность того же семейства.

Построение новой пространственной расчетной сетки для модифицированной геометрии требуется:

- базовой пространственной сетки;
- базовой поверхностной сетки;
- модифицированной поверхностной сетки.

Параметром для процедуры является количество корректируемых слоев расчетной сетки:

0 – для случая сетки без пограничного слоя.

Изменяются лишь слои блоков, расположенные непосредственно на поверхности;

1 – слой пограничных блоков будет перемещаться эквидистантно поверхности, а следующий слой перестроится по линейному закону. Пограничные блоки полностью перемещаются, а следующий слой – деформируется;

≥ 2 – слои после пограничных блоков будут перемещаться на уменьшающуюся дистанцию.

После модификации граней блоков производится перестроение внутренней сетки для всех блоков. Автоматически после перестройки сетки запускается процедура ее проверки. Проверка включает в себя вычисление объемов, скрученности ячеек и скрученности их граней.

## Оптимизация изолированной мотогондолы

### Параметризация модели изолированной мотогондолы

Схема параметризации геометрии сопла мотогондолы, применявшейся в данной работе, представлена на рис. 3.

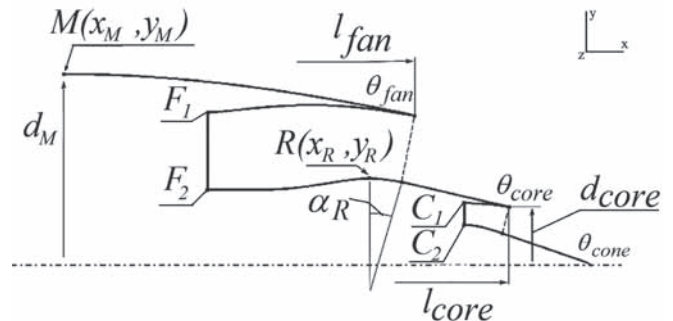


Рис. 3. Схема параметризации сопла

Точка  $M$  (точка миделя, см. рис. 2) соответствует двум параметрам: положению миделя мотогондолы и ее диаметру. Точки  $F_1$  и  $F_2$  фиксированы, они задают вход в сопло вентилятора. Точки  $C_1$  и  $C_2$  задают вход во внутренний контур и тоже фиксированы. Остальная часть геометрии сопла изменяется при помощи 11 контрольных геометрических параметров. Площади выходных сечений обоих контуров сопла выбираются так, чтобы обеспечить необходимые расходы для взлетного и крейсерского режимов. Контрольные геометрические параметры приведены в табл. 2.

Схема параметризации воздухозаборника, использованная в настоящей статье, приведена на

Контрольные геометрические параметры сопла

$x_M$	Положение миделя мотогондолы
$d_M$	Диаметр миделя мотогондолы
$\theta_{fan}$	Угол схода обечайки сопла вентилятора относительно оси симметрии сопла
$l_{fan}$	Положение кромки обечайки вентилятора
$x_R$	Положение максимальной высоты обтекателя газогенератора
$y_R$	Максимальная высота обтекателя газогенератора
$\alpha_R$	Угол наклона критического сечения наружного контура
$\theta_{core}$	Угол схода конуса обтекателя газогенератора
$d_{core}$	Диаметр кромки обтекателя газогенератора
$l_{core}$	Положение кромки обтекателя газогенератора
$\theta_{cone}$	Угол полураствора конуса центрального тела внутреннего контура сопла

рис. 4. Геометрия задается при помощи семи контрольных геометрических параметров: шесть параметров задают осесимметричный воздухозаборник, а один параметр (угол заклинения) используется при проектировании 3D-воздухозаборника.

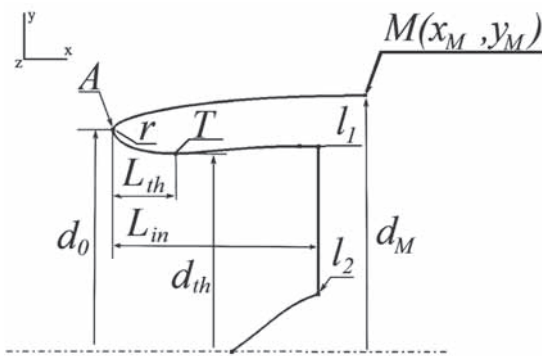


Рис. 4. Схема параметризации осесимметричного воздухозаборника

Точка  $M$  на рисунке — это точка миделя с координатами  $x_M$  и  $y_M$ , которые определяются геометрией сопла. Геометрия внешней поверхности обечайки воздухозаборника (кривая  $AM$ ) формируется с использованием сплайна Безье, построенного по четырем точкам и по радиусу кривизны носика  $r$ . Геометрия внутренней поверхности обечайки воздухозаборника (кривая  $AT$ ) также задается сплайном Безье, построенным по четырем точкам. Кривые  $AM$  и  $AT$  выбираются так, чтобы обеспечить непрерывность первой и второй про-

изводных в точке  $A$ . Горло воздухозаборника  $d_{th}$  задается с учетом ограничений на нагрузку горла; диаметр передней кромки  $d_0$  определяется через диаметр горла и коллекторность воздухозаборника. Положение входа в двигатель (точки  $l_1$  и  $l_2$ ) и обтекатель вала двигателя (кок) фиксированы.

Контрольные геометрические параметры воздухозаборника приведены в табл. 3.

После проектирования формы осесимметричного воздухозаборника (ВЗ) проводится заклинение воздухозаборника: передняя кромка воздухозаборника поворачивается вокруг оси  $OZ$  (рис. 4) на угол  $\varphi$ .

### Процесс оптимизации и результаты

Для проведения оптимизации используется алгоритм, основанный на алгоритме ЭГО (эффективная глобальная оптимизация), реализованный в программе SEGOMOE [24]. ЭГО — это метод глобальной оптимизации, использующий имитационные модели. На каждой итерации метода строится аппроксимация целевой функции с применением метода «кригинг». Для этого используются точки, полученные напрямую из расчета. Имитационная модель позволяет определить новый вектор входных параметров вместе с неопределенностью предсказания целевой функции в этой точке. В качестве критерия оптимизации в методе ЭГО вводится функция ожидаемого улучшения, определяемая как математическое ожидание улучшения решения в рассматриваемой точ-

Таблица 3

Контрольные геометрические параметры воздухозаборника

$L_{in}$	Длина ВЗ
$d_{th}$	Диаметр горла
$L_{th}$	Расстояние между передней кромкой и горлом ВЗ
$K$	Коллекторность ВЗ:
$r$	Радиус кривизны носика ВЗ
$B_1$	Параметр сплайна Безье, задающий форму внутренней поверхности ВЗ
$\varphi$	Угол заклинения ВЗ

ке. Процесс оптимизации продолжается до тех пор, пока значение функции ожидаемого улучшения не станет меньше заданной пороговой величины для всех точек пространства параметров.

Для построения имитационной модели требуются начальные точки – план эксперимента (англ. Design of Experiment, далее DOE). Для данной задачи использованы 30 точек DOE для 18 параметров и двух ограничений. В качестве ограничений зафиксированы расходы через каждый контур двигателя, заданные в параметрах двигателя (см. табл. 1).

На 90-й итерации найдено оптимальное решение, удовлетворяющее ограничениям. Последующие вычисления (рис. 5) показывают, что найденное решение является оптимальным. Классические методы оптимизации, основанные на алгоритме ЭГО, требуют для 18 параметров начальный план эксперимента (DOE) 190 точек. Таким образом, использование модифицированного алгоритма SEGOMOE позволило сократить количество вычислений как минимум в два раза.

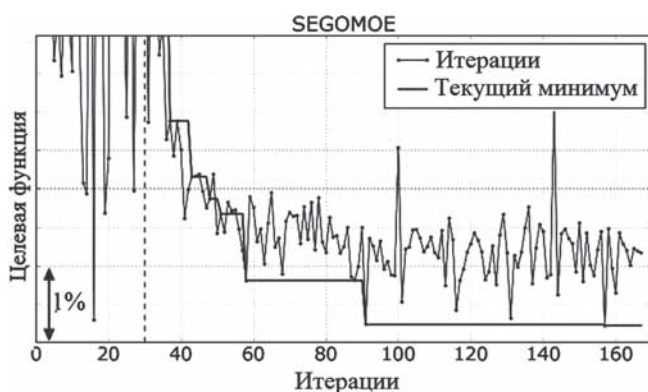


Рис. 5. Сходимости потерь эффективной тяги, полученных с использованием оптимизатора SEGOMOE; текущий минимум – минимальное найденное значение (к текущей итерации), удовлетворяющее ограничениям

В данной задаче отсутствует базовая геометрия, поэтому оценить качество полученного оптимального решения проблематично. По поведению целевой функции (рис. 5) видно, что ее изменения достаточно существенные. Полученная оптимальная мотогондола удовлетворяет всем параметрам двигателя (см. табл. 1). На внешней поверхности мотогондолы (рис. 6) реализовалось двухскачковое течение. Так как скачки достаточно слабые, то высокие аэродинамические характеристики получены в том числе из-за уменьшения волнового сопротивления. Благоприятное обтекание получено благодаря минимальному миделю мотогондолы и оптимальной профилировке мотогондолы от обечайки до ее миделя.

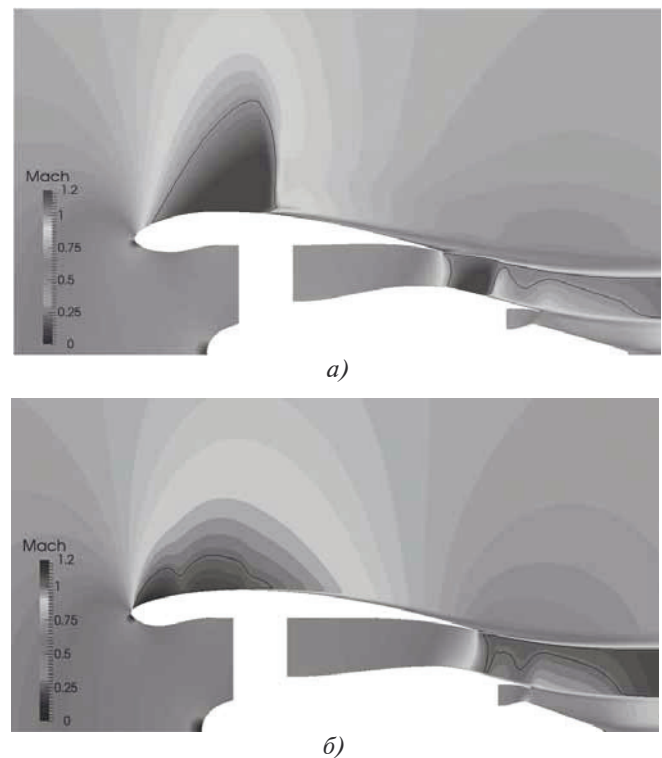


Рис. 6. Поля чисел Маха: а – неоптимальная мотогондола; б – оптимальная мотогондола

### Интеграция силовой установки и планера

Алгоритмы и методы оптимизации положения мотогондолы аналогичны оптимизации изолированной мотогондолы. В этом случае параметры оптимизации следующие:

- Продольная координата центрального ТРДД (Central\_Engine\_cg\_x).
- Продольная и поперечная координаты бокового ТРДД (Side\_Engine\_cg\_x, Side\_Engine\_cg\_y).
- Вертикальные координаты обоих ТРДД (Side\_Engine\_cg\_z, Central\_Engine\_cg\_z).
- Угол установки ТРДД в вертикальной плоскости (одинаковый для всех двигателей, Side\_Engine\_alfa, Central\_Engine\_alfa).
- Угол установки бокового ТРДД в горизонтальной плоскости (Side\_Engine\_beta).
- Угол атаки самолёта (AoA). Этот параметр необходим для выполнения ограничения по величине подъёмной силы.

Как и при оптимизации изолированной мотогондолы, в качестве целевой функции используется величина потери эффективной тяги, только в данном случае всей компоновки. В качестве ограничения используется величина подъёмной силы (соответствующая  $C_y = 0.5185$ ), что следует из требований для общего веса самолёта в начале крейсерского полёта. Целью является минимизация целевой функции при условии выполнения ограничения.

В задачи работы входит разработка рекомендаций по уменьшению времени оптимизации. С этой целью проводится исследование влияния количества начальных точек оптимизации (DOE) на результаты и скорость оптимизации (рис. 7).

Оптимизатор SEGOMOE позволяет произвольно задавать количество начальных точек, но не менее  $N+1$  (где  $N$  — количество параметров), что соответствует необходимым данным для построения многомерного тренда с многочленами первого порядка (линейного). В данной задаче  $N = 9$ .

Сравним две оптимизации при числе начальных точек  $DOE = 2N = 18$  и при  $DOE = 55$  точек. Второй случай соответствует минимальному количеству для построения многомерного тренда с многочленами второго порядка. Вычисление небольшого количества начальных точек может позволить быстрее получить оптимальное решение. Однако, из-за особенности алгоритмов типа ЭГО, точки, вычисляемые после DOE, определяются последовательно. Таким образом, точки DOE возможно вычислять параллельно, а на последующих этапах параллелизация процесса невозможна.

Сравнение изменения целевой функции по итерациям (рис. 7) показывает, что при небольшом количестве начальных точек ( $DOE = 18$ , синие точки) целевая функция быстрее достигает области минимальных значений. Уже после 50-й итерации изменения найденных минимальных значений (сплошная кривая), удовлетворяющих ограничению, незначительны. Для  $DOE = 55$  (точки) снижение значений целевой функции происходит быстрее, но из-за большого количества начальных точек область минимальных значений достигается только в районе 80-й итерации. Окончательные минимальные значения функции достигаются на 88-й итерации (для  $DOE = 18$ ) и на 84-й (для  $DOE = 55$ ).

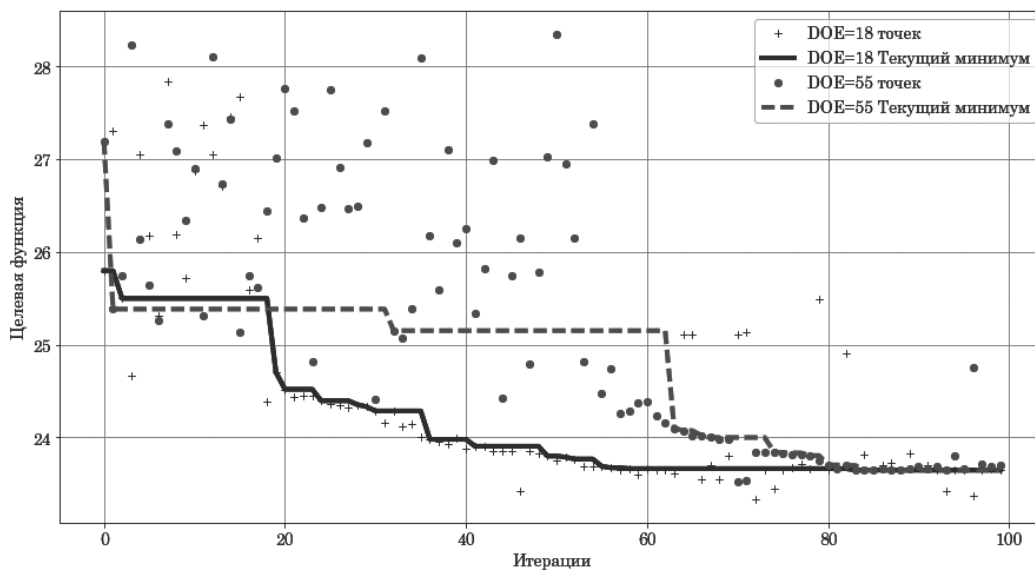


Рис. 7. Сравнение оптимизаций с различным количеством начальных точек (DOE); текущий минимум — минимальное найденное значение (к текущей итерации), удовлетворяющее ограничениям



Таким образом, для данной задачи можно сделать следующий вывод: для поиска оптимального значения целесообразно задавать большее количество начальных точек, так как их вычисление возможно проводить параллельно. В случае когда требуется получить некоторое улучшение в ограниченное время, возможно использование небольшого количества начальных точек. Отметим, что сделанный вывод справедлив только для данной задачи, так как поведение оптимизационного алгоритма зависит от характера целевой функции и ограничений.

Проведем анализ полученного оптимального решения. Базовый планер (рис. 8) и базовая компоновка с двигателями (рис. 9) не удовлетворяют ограничению на величину подъемной силы. Для оптимальной конфигурации (рис. 10) коэффициент подъемной силы всей компоновки  $C_y = 0.5185$ . Таким образом, поставленное ограничение выполнено.

Базовый планер (рис. 8) обтекается с небольшими сверхзвуковыми областями, замкнутыми скачками уплотнения. Их возникновение обуслов-



Рис. 8. Обтекание планера BWB: распределение коэффициента давления  $C_p$  — на поверхности, область  $M > 1$  в потоке.  $M = 0.85$ ,  $\alpha = 2^\circ$

лено относительно высоким значением крейсерского числа Маха  $M = 0.85$ . Базовая компоновка планерами с ТРДД получена установкой двигателей под нулевыми углами и в положение с координатами, соответствующими центрам возможных диапазонов варьирования параметров. При этом сверхзвуковые зоны на планере пропали (рис. 9), но на обеих мотогондолах имеются сильные скачки уплотнения. Особенно сильные скачки располагаются между мотогондолами и фюзеляжем, а также между соседними мотогондолами.

На планере оптимизированной компоновки (рис. 10) размеры сверхзвуковых зон увеличились. Это связано с увеличением угла атаки для выпол-



Рис. 9. Обтекание BWB с базовым расположением двигателей: распределение коэффициента давления  $C_p$  — на поверхности, область  $M > 1$  в потоке.  $M = 0.85$ ,  $\alpha = 2^\circ$



Рис. 10. Обтекание BWB с оптимальным расположением двигателей: распределение коэффициента давления  $C_p$  — на поверхности, область  $M > 1$  в потоке.  $M = 0.85$ ,  $\alpha = 2.33^\circ$

нения ограничения на подъемную силу. Однако в результате оптимизации удалось снизить интенсивность скачков уплотнения на обеих мотогондолах. Мотогондола бокового двигателя обтекается с меньшими потерями, а его эффективная тяга (см. (1)) на 3% больше, чем у центрального. Это обусловлено тем, что центральный двигатель взаимодействует с тремя элементами компоновки (фюзеляж и два боковых двигателя), а боковой — с двумя.

Приведенные данные говорят о существенной негативной интерференции между мотогондолами и планером. В результате оптимизации расстояние между мотогондолами и фюзеляжем максимально увеличено, что приводит к уменьшению интерференции. Для дальнейшего улучшения характеристики компоновки необходимо проводить

совместную оптимизацию геометрии планера и мотогондол.

Параллельно с проектированием силовой установки партнерами по проекту продолжалось проектирование планера [9]. В финальном варианте геометрии планера была изменена профилировка фюзеляжа и крыла, добавлены вертикальные стабилизаторы, выполняющие также роль законцовок. Проведены расчеты финального варианта компоновки с установленными двигателями (рис. 11). Полученная компоновка удовлетворяет установленным требованиям к самолету.

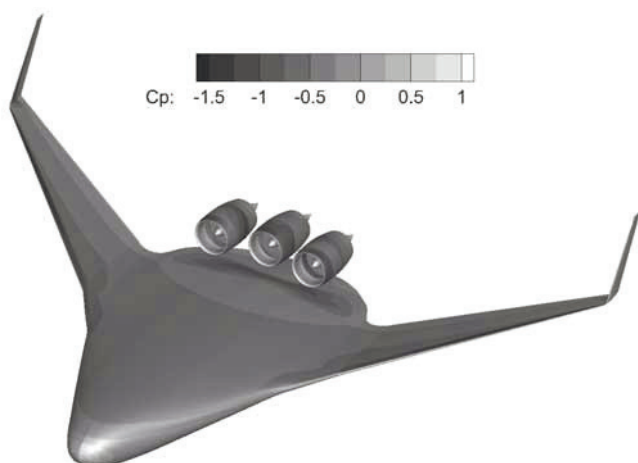


Рис. 11. Обтекание финального варианта компоновки BWB с двигателями.  $M = 0.85$ ,  $\alpha = 2.33^\circ$

## Выводы

Задача разработки облика конфигурации BWB успешно решена. При аэродинамическом проектировании изолированной мотогондолы использование оптимизационной программы SEGOMOE позволило сократить количество требуемых вычислений более чем в два раза. При трехмерной оптимизации положения двигателей использование увеличенного начального набора точек (DOE) является более эффективным для распараллеливания алгоритма. Спроектированный оптимальный облик самолета с тремя ТРДД удовлетворяет установленным требованиям.

Для полученной конфигурации при числе Маха крейсерского полета  $M = 0.85$  основным источником аэродинамических потерь являются скачки уплотнения, возникающие из-за интерференции планера с мотогондолами и между соседними мотогондолами. При последующих исследованиях особое внимание должно быть уделено аэродинамическому взаимодействию между мотогондолами и планером.

Представленные в данной статье исследования были выполнены в рамках проекта AGILE (Многодисциплинарная оптимизация 3-го поколения в рамках инновационного сотрудничества коллективов специалистов различного профиля), получившего финансирование из программы Европейского Союза Горизонт 2020 (H2020-MG-2014-2015) в рамках соглашения о грантах № 636202. Авторы благодарны партнерам по консорциуму AGILE за их вклад и отзывы.

## Библиографический список

1. Ciampa P.D., Nagel B. The AGILE Paradigm: the next generation of collaborative MDO // 18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (Denver, Colorado, USA, June 2017). AIAA 2017-4137. DOI: 10.2514/6.2017-4137
2. CPACS — A Common Language for Aircraft Design, 07 November 2017, <http://www.cpacs.de>
3. Seider D., Fischer P.M., Litz M., Schreiber A., Gerndt A. Open source software framework for applications in aeronautics and space // IEEE Aerospace Conference (Big Sky, MT, USA. 3-10 March 2012), 11 p. DOI: 10.1109/AERO.2012.6187340
4. Liebeck R.H. Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport // Journal of Aircraft. 2004. Vol. 41. No. 1, pp. 10-25. DOI: 10.2514/1.9084
5. Malcom Brown and Roelof Vos. Conceptual Design and Evaluation of Blended-Wing-Body Aircraft // 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum, AIAA 2018-0522. DOI: 10.2514/6.2018-0522
6. Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Хорева Е.А. Анализ концепции распределенной силовой установки с механическим приводом вентиляторов при интеграции с летательным аппаратом типа «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО» // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 96-109.
7. Quinlan J.R., Gerny F.H. Optimization of an Advanced Hybrid Wing Body Concept using HCDstruct Version 1.2 // 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, AIAA 2016-3460. DOI: 10.2514/6.2016-3460
8. Savelyev A., Zlenko N., Matyash E., Mikhaylov S., Shenkin A. Optimal design and installation of ultra high bypass ratio turbofan nacelle // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research. 2016. Vol. 1770. No. 030123. DOI: 10.1063/1.4964065
9. Prakasha P.S., Ciampa P.D., Vecchia P.D., Ciliberti D., Voskuijl M., Charbonnier D., Jungo A., Fioriti M., Anisimov K., Mirzoyan A. Multidisciplinary design analysis of Blended Wing Body through collaborative design approach: AGILE EU Project // 31th ICAS Congress (Belo Horizonte, Brazil, September 2018).
10. Busch G., Hegde C., Prakasha P., Trawick D., Perullo C., Nam T., Mavris D. A Methodology for Assessing Enabling Technology Uncertainty on Advanced Aircraft Configurations // 51st AIAA Aerospace Sciences

- Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (Dallas/Ft. Worth Region, Texas, 07-10 January 2013). DOI: 10.2514/6.2013-284
11. *Prakasha P.S., Boggero L., Fioriti M., Aigner B., Ciampa P.D., Anisimov K., Savelyev A., Mirzoyan A., Isianov A.* Collaborative System of Systems Multidisciplinary Design Optimization for Civil Aircraft: AGILE EU project // 18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (Denver, Colorado, USA, 2017). DOI: 10.2514/6.2017-4142
  12. *Bosnyakov S., Kursakov I., Lysenkov A., Matyash S., Mikhailov S., Vlasenko V., Quest J.* Computational tools for supporting the testing of civil aircraft configurations in wind tunnels // *Progress in Aerospace Sciences*. 2008. Vol. 44. No. 2, pp. 67–120. DOI: 10.1016/j.paerosci.2007.10.003
  13. *Молчанов А.М., Щербаков М.А., Янышев Д.С., Куприков М.Ю., Быков Л.В.* Построение сеток в задачах авиационной и космической техники. — М.: Изд-во МАИ, 2013. — 260 с.
  14. *Боровиков С.Н.* Метод построения нерегулярных тетраэдральных расчетных сеток в произвольных трехмерных областях с криволинейными границами: Дисс. ... канд. техн. наук. — М., 2005. — 192 с.
  15. *Усачов А.Е., Мазо А.Б., Калинин Е.И., Исаев С.А., Баранов П.А., Семилет Н.А.* Повышение эффективности численного моделирования турбулентных отрывных течений с помощью применения гибридных сеток со структурированными разномасштабными блоками и неструктурированными вставками // *Труды МАИ*. 2018. № 99. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=92088>
  16. *Зленко Н.А., Курсаков И.А.* Оптимизация геометрии узла подвески мотогондолы под крылом пассажирского самолета на основании численных расчетов с использованием уравнений RANS // *Ученые записки ЦАГИ*. 2015. Т. 46. № 5. С. 21-38.
  17. *Зленко Н.А., Матяш Е.С., Михайлов С.В., Савельев А.А.* Эмпирико-математические модели в задаче оптимального аэродинамического проектирования узла подвески мотогондолы под крылом самолета // *Ученые записки ЦАГИ*. 2018. Т. 49. № 2. С. 62-76.
  18. *Anisimov K.S., Savelyev A.A., Kursakov I.A., Lysenkov A.V., Mirzoyan A.A., Prakasha P.S.* Propulsion system — airframe integration and optimization of civil aircraft— AGILE EU project // 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS (Belo Horizonte, Brazil, 09-14 September 2018).
  19. *Prakasha P.S., Ciampa P.D., Vecchia P.D., Ciliberti D., Voskuij M., Charbonnier D., Jungo A., Zhang M., Fioriti M., Anisimov K., Mirzoyan A.* Model Based Collaborative Design & Optimization of Blended Wing Body Aircraft Configuration: AGILE EU Project // *Aviation Technology, Integration, and Operations Conference* (Atlanta, Georgia, 2018). DOI: 10.2514/6.2018-4006
  20. *Лысенков А.В.* Программа создания структурированной расчетной сетки 3-мерного объекта с использованием исходных данных различных типов (Grid\_Creator). Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2007614396, 17.03.2007.
  21. *Neyland V.Ya., Bosnyakov S.M., Glazkov S.A., Ivanov A.I., Matyash S.V., Mikhailov S.V., Vlasenko V.V.* Conception of electronic wind tunnel and first results of its implementation // *Progress in Aerospace Sciences*. 2001. Vol. 37. No. 2, pp. 121-145. DOI: 10.1016/S0376-0421(00)00013-0
  22. Практические аспекты решения задач внешней аэродинамики двигателей летательных аппаратов в рамках осредненных по времени уравнений Навье—Стокса: Сб. статей // *Труды ЦАГИ*. Вып. 2671. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2007. — 211 с.
  23. Open Cascade Technology, <http://www.opencascade.org>
  24. *Lefebvre T., Bartoli N., Dubreuil S., Panzeri M., Lombardi R., Della Vecchia P., Nicolosi F., Ciampa P.D., Anisimov K., Savelyev A.* Methodological enhancements in MDO process investigated in the AGILE European project // 18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2017. DOI: 10.2514/6.2017-4140
  25. *Anisimov K.S., Savelyev A.A.* Aerodynamic optimization of airplane propulsion system within the framework of AGILE project // 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (Daejeon, South Korea, 2016).

# AIRCRAFT LAYOUT DESIGN EMPLOYING HIGH-PRECISION METHODS OF COMPUTATIONAL AERODYNAMICS AND OPTIMIZATION

Anisimov K.S., Kazhan E.V., Kursakov I.A., Lysenkov A.V.\* ,  
Podaruev V.Yu., Savel'ev A.A.

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,  
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia

\* e-mail: aleksandr.lysenkov@tsagi.ru

## Abstract

Nacelle shape and engine position optimization was performed for Blended Wing Body aircraft (BWB). Aerodynamic characteristic computing method, used in the optimization procedure, is based on numerical calculations of the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. The EWT-TsAGI software, used for the flow computation, is based on the finite volume method of the second approximation order for all variables and includes monotonic modified Godunov scheme. The engine is simulated by the "active disks" method. Computations were performed on multi-block structured meshes with hexahedral cells. The power plant was designed with account for the initial requirements to the aircraft formulated in the AGILE project.

The developed optimization procedure consists of the two steps. At the first step, the isolated nacelle for the high bypass ratio engine is being developed and optimized for the cruise regime. Geometry of axially symmetric nozzle is described by the 11 parameters. Parametric geometry of the inlet is specified by 7 control geometric parameters: 6 parameters specify the axially symmetric inlet, and one parameter (incidence angle) is employed for the air intake 3D design. The engine effective thrust is an objective function of optimization at the specified engine flow-rate constrains. To find the optimum solution, the Efficient Global Optimization method, based of simulation models, is used. It was shown, that SEGOMOE optimization method decreases the number of computed geometries.

At the second step, installation angles and the engines position over the airframe are optimized. A total of nine parameters is varied. The objective function is the effective thrust of the total layout (thrust minus layout drag) with the specified lift force constraint. An automatic structural mesh rebuilding is realized for the effective optimization procedure. The EGO based optimization algorithms require the initial points set calculating for the simulation model creation. It is shown, employing the large set of initial

points (DOE) is more effective for the optimization process parallelization. Aerodynamic characteristics of the final layout with optimally installed engines were calculated. The main source of aerodynamic losses for the obtained configuration at the cruise flight's Mach number of 0.85 is the compression shocks occurring due to the interference of the airframe with engine nacelle and between the neighboring engine nacelles. The subsequent studies should pay special attention to the aerodynamic interaction of the airframe and engine nacelles.

The described procedure was performed in the context of the third generation multidisciplinary optimization techniques, developed within the AGILE project. During the project, the new technologies were implemented for the novel aircraft configurations, selected as test cases for the AGILE technologies application.

**Keywords:** aircraft design, computational aerodynamics, optimization, power plant, engine nacelle.

## References

1. Ciampa P.D., Nagel B. The AGILE Paradigm: the next generation of collaborative MDO. *18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (Denver, Colorado, USA, June 2017)*. AIAA 2017-4137. DOI: 10.2514/6.2017-4137
2. CPACS - A Common Language for Aircraft Design, 07 November 2017, <http://www.cpacs.de>
3. Seider D., Fischer P.M., Litz M., Schreiber A., Gerndt A. Open source software framework for applications in aeronautics and space. *IEEE Aerospace Conference (Big Sky, MT, USA. 3-10 March 2012)*, 11 p. DOI: 10.1109/AERO.2012.6187340
4. Liebeck R.H. Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport. *Journal of Aircraft*, 2004, vol. 41, no. 1, pp. 10-25. DOI: 10.2514/1.9084
5. Malcom Brown and Roelof Vos. Conceptual Design and Evaluation of Blended-Wing-Body Aircraft. *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum*, AIAA 2018-0522. DOI: 10.2514/6.2018-0522
6. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Khoreva E.A. Analysis of a concept of the distributed

- power plant with mechanical fans drive while integration with a “flying wing” type flying vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 96-109.
7. Quinlan J.R., Gerny F.H. Optimization of an Advanced Hybrid Wing Body Concept using HCDstruct Version 1.2. *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. AIAA 2016-3460. DOI: 10.2514/6.2016-3460
  8. Savelyev A., Zlenko N., Matyash E., Mikhaylov S., Shenkin A. Optimal design and installation of ultra high bypass ratio turbofan nacelle. *18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research*, 2016, vol. 1770, no. 030123. DOI: 10.1063/1.4964065
  9. Prakasha P.S., Ciampa P.D., Vecchia P.D., Ciliberti D., Voskuijl M., Charbonnier D., Jungo A., Fioriti M., Anisimov K., Mirzoyan A. Multidisciplinary design analysis of Blended Wing Body through collaborative design approach: AGILE EU Project. *31th ICAS Congress (Belo Horizonte, Brazil, September 2018)*.
  10. Busch G., Hegde C., Prakasha P., Trawick D., Perullo C., Nam T., Mavris D. A Methodology for Assessing Enabling Technology Uncertainty on Advanced Aircraft Configurations. *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (Dallas/Ft. Worth Region, Texas. 07-10 January 2013)*. DOI: 10.2514/6.2013-284
  11. Prakasha P.S., Boggero L., Fioriti M., Aigner B., Ciampa P.D., Anisimov K., Savelyev A., Mirzoyan A., Isianov A. Collaborative System of Systems Multidisciplinary Design Optimization for Civil Aircraft: AGILE EU project. *18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (Denver, Colorado, USA, 2017)*. DOI: 10.2514/6.2017-4142
  12. Bosnyakov S., Kursakov I., Lysenkov A., Matyash S., Mikhailov S., Vlasenko V., Quest J. Computational tools for supporting the testing of civil aircraft configurations in wind tunnels. *Progress in Aerospace Sciences*, 2008, vol. 44, no. 2, pp. 67–120. DOI: 10.1016/j.paerosci.2007.10.003
  13. Molchanov A.M., Shcherbakov M.A., Yanyshv D.S., Kuprikov M.Yu., Bykov L.V. *Postroenie setok v zadachakh aviatsionnoi i kosmicheskoi tekhniki* (Mesh creation in aero and space technology tasks), Moscow, MAI, 2013, 260 p.
  14. Borovikov S.N. *Metod postroeniya neregulyarnykh tetraedral'nykh raschetnykh setok v proizvol'nykh trekhmernykh oblastiakh s krivolineinymi granitsami* (Method of non-regular tetrahedral computational meshes creation in arbitrary 3-dimensional regions with curvilinear boundaries), Doctor's thesis, Moscow, MAI, 2005, 192 p.
  15. Usachov A.E., Mazo A.B., Kalinin E.I., Isaev S.A., Baranov P.A., Semilet N.A. *Trudy MAI*, 2018, no. 99. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=92088>
  16. Zlenko N.A., Kursakov I.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2015, vol. 46, no. 5, pp. 21-38.
  17. Zlenko N.A., Matyash E.S., Mikhailov S.V., Savel'ev A.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2018, vol. 49, no. 2, pp. 62-76.
  18. Anisimov K.S., Savelyev A.A., Kursakov I.A., Lysenkov A.V., Mirzoyan A.A., Prakasha P.S. Propulsion system - airframe integration and optimization of civil aircraft-AGILE EU project. *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS (Belo Horizonte, Brazil, 09-14 September 2018)*.
  19. Prakasha P.S., Ciampa P.D., Vecchia P.D., Ciliberti D., Voskuijl M., Charbonnier D., Jungo A., Zhang M., Fioriti M., Anisimov K., Mirzoyan A. Model Based Collaborative Design & Optimization of Blended Wing Body Aircraft Configuration: AGILE EU Project. *Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (Atlanta, Georgia, 2018)*. DOI: 10.2514/6.2018-4006
  20. Lysenkov A.V. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programm dlya EVM* “Programma sozdaniya strukturirovannoi raschetnoi setki 3-kh mernogo ob'ekta s ispol'zovaniem iskhodnykh dannykh razlichnykh tipov (Grid\_Creator)” No. 2007614396, 17.03.2007 (Certificate of state registration of computer programs “The program create a structured calculation grid 3-dimensional object using different source data types (Grid\_Creator)”, No. 2007614396, 17.03.2007).
  21. Neyland V.Ya., Bosnyakov S.M., Glazkov S.A., Ivanov A.I., Matyash S.V., Mikhailov S.V., Vlasenko V.V. Conception of electronic wind tunnel and first results of its implementation. *Progress in Aerospace Sciences*, 2001, vol. 37, no. 2, pp. 121-145. DOI: 10.1016/S0376-0421(00)00013-0
  22. *Prakticheskie aspekty resheniya zadach vneshnei aerodinamiki dvigatelei letatel'nykh apparatov v ramkakh osrednennykh po vremeni uravnenii Nav'ye—Stoksa. Sbornik statei.* (Practical aspects of solving problems of external aerodynamics of aircraft engines within the time-averaged Navier-Stokes equations: Collection of articles), Moscow, TsAGI, 2007, no. 2671, 211 p.
  23. *Open Cascade Technology*, <http://www.opencascade.org>
  24. Lefebvre T., Bartoli N., Dubreuil S., Panzeri M., Lombardi R., Della Vecchia P., Nicolosi F., Ciampa P.D., Anisimov K., Savelyev A. Methodological enhancements in MDO process investigated in the AGILE European project. *18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, 2017. DOI: 10.2514/6.2017-4140
  25. Anisimov K.S., Savelyev A.A. Aerodynamic optimization of airplane propulsion system within the framework of AGILE project. *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (Daejeon, South Korea, 2016)*.