Быстрые методы проектирования ЛА на основе нейросетевых технологий

В.В. Вышинский, Е.А. Дорофеев, Ю.Н. Свириденко

МФТИ

4 июля 2010 г

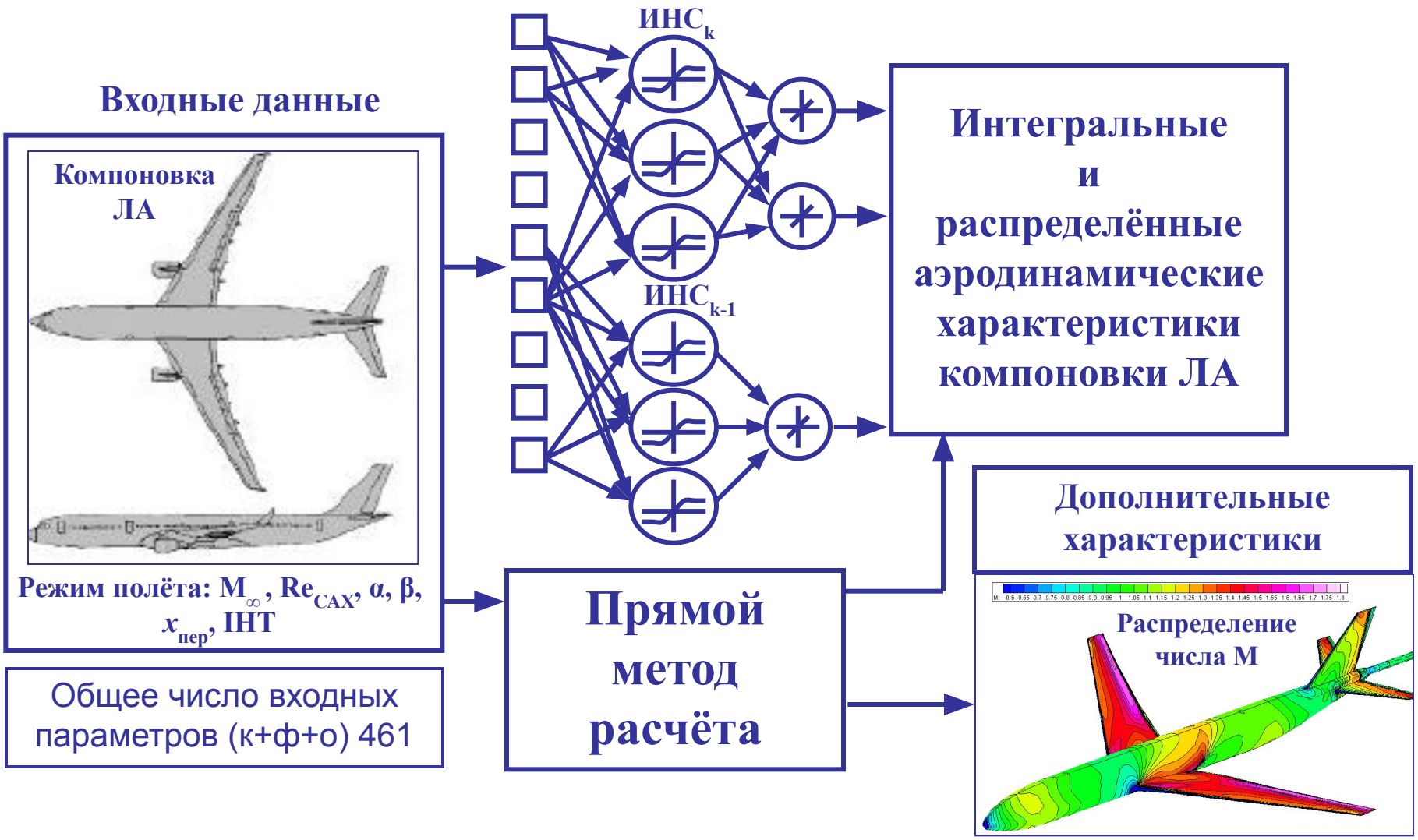
Введение

- Компоновка самолёта описывается очень большим числом параметров (десятки тысяч), которые не являются независимыми
- При проектировании необходимо выполнить огромное количество численных и трубных экспериментов
- На стадии предварительного проектирования отсутствует полная информация о компоновке, поэтому бессмысленно выполнять дорогостоящие точные расчёты и эксперименты.
- Однако решения, принимаемые на этом этапе проектирования в целом определяют успех проекта
- Применение традиционных подходов не позволяет использовать полную информацию, полученную при проектировании сходных объектов

Развитие новых технологий

- Работа в режиме реального времени
- Невысокие требования к компьютерам и квалификации пользователей
- Полное использование всей доступной информации
- Возможность использования на этапе предварительного проектирования, когда информация о компоновке не является полной (обобщенное описание компоновки) с последующим уточнением параметров
- Возможность включения в существующие системы проектирования ЛА и оптимизации

Основная идея на примере пассажирского самолёта



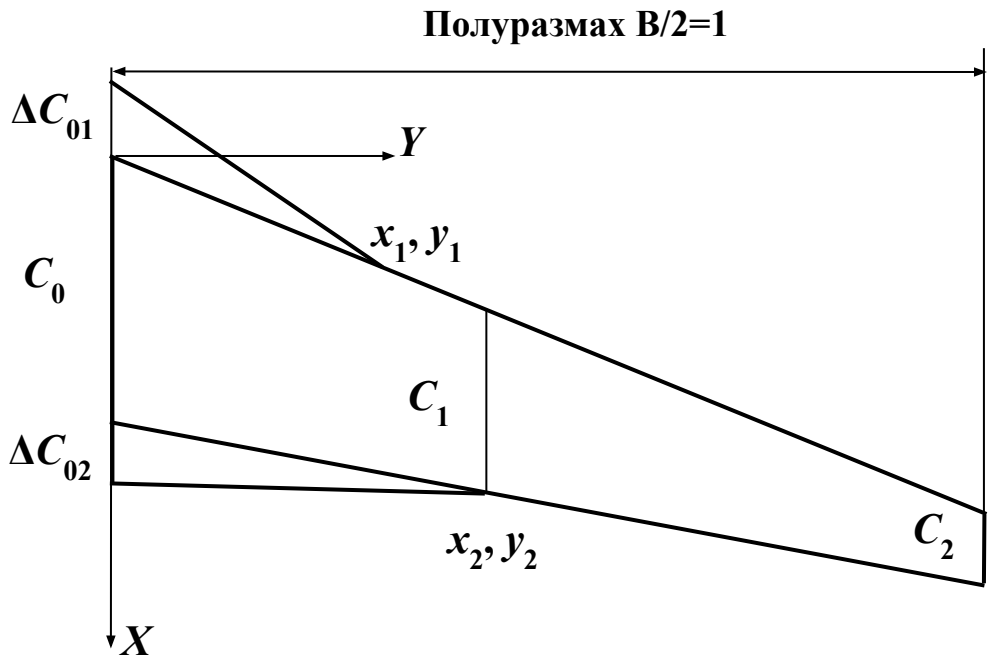
Основа метода (слагаемые успеха)

- <u>Математическая модель</u> описания компоновки ЛА
- Крейсерский режим полёта
- <u>Генератор компоновок</u>
  - Параметрическая модель ЛА
  - Снижение размерности математической модели поверхности ЛА и генерация компоновок по случайному закону
- <u>Робастные прямые численные методы</u>
  - Заполнение базы данных
  - Проверка (тестирование) созданного аппроксиматора
- <u>Технология ИНС</u>
  - Метод генерации объектов с помощью репликативных ИНС
  - Модули аппроксимации аэродинамических характеристик

Модель крыла

Форма в плане

− относительное удлинение (AR),
− сужение по базовой трапеции (C_2/C_0),
− относительные площади переднего (S_1/S_0) и заднего (S_2/S_0) наплывов,
− положения переднего (x_1, y_1) и заднего (x_2, y_2) изломов крыла,
− угол скольжения по четверти хорды базовой трапеции,



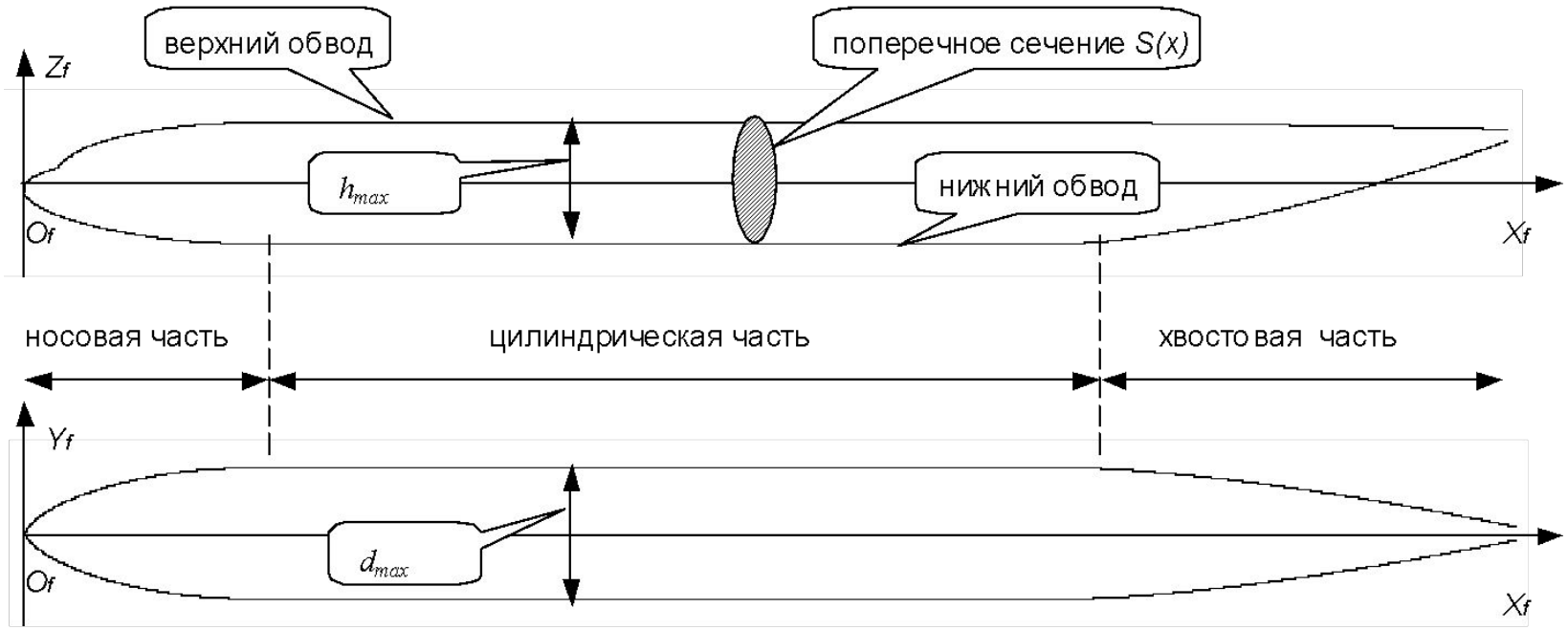
– углы поперечного V корневой и концевой частей крыла

Таблицы координат профилей в выбранных сечениях крыла

Распределение по размаху

− **угла крутки** и
− **относительной толщины профилей**

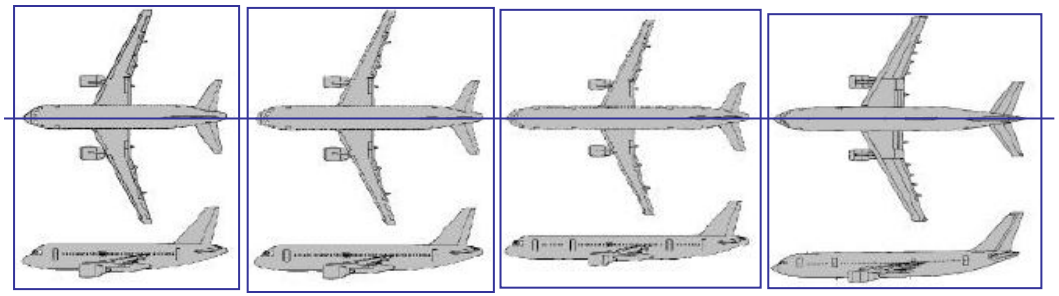
Модель фюзеляжа



– Фюзеляж состоит из носовой, цилиндрической и хвостовой частей.
– Каждая часть имеет некоторые заданные формы верхнего, нижнего и бокового обводов.
– Обводы носовой, центральной и хвостовой частей задаются различными аналитическими функциями.
– Отличие формы поперечного сечения от эллипса задается дополнительным параметром формы.

Математическая модель поверхности ЛА

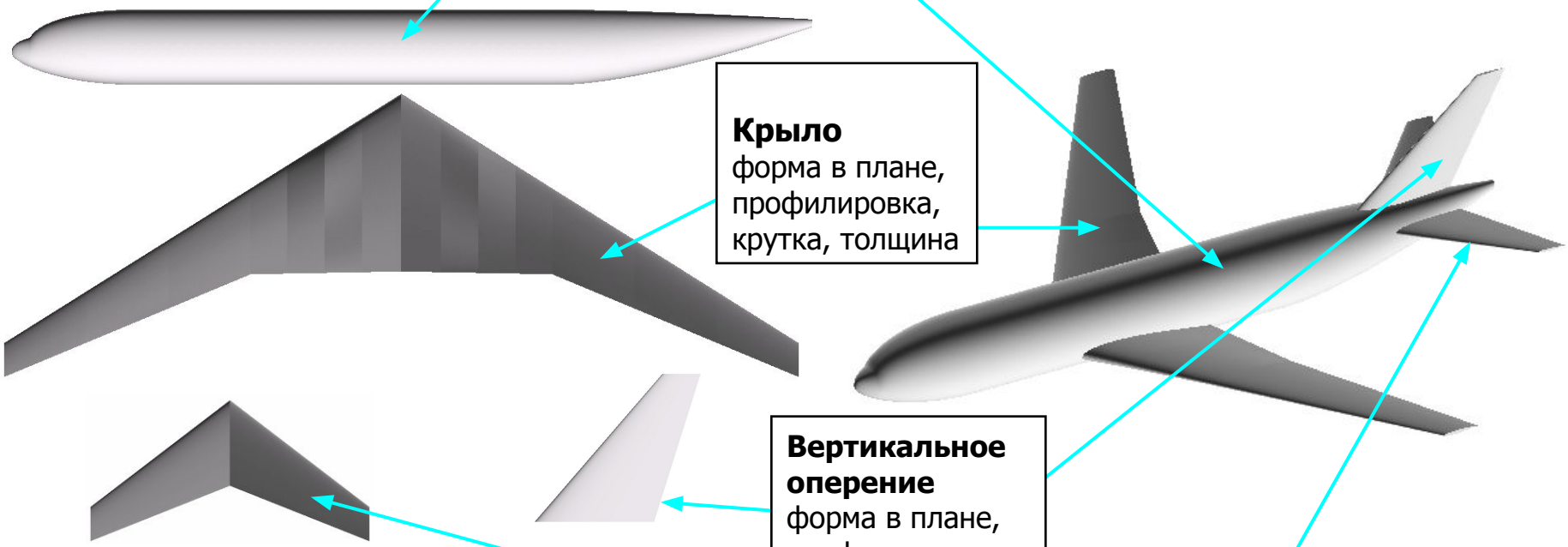
- множество предположений относительно поверхности, которые ограничивают класс рассматриваемых компоновок и позволяют описывать поверхность небольшим набором параметров;
- набор параметров модели, которые определяются явным образом по детальному описанию поверхности;
- область значений параметров модели



Входные параметры

Фюзеляж
обводы носовой, центральной и хвостовой частей;
форма поперечных сечений

Относительное положение



Крыло
форма в плане,
профилировка,
крутка, толщина

Вертикальное оперение
форма в плане,
профилировка,
толщина

Горизонтальное оперение
форма в плане,
профилировка,
толщина

Режим полёта:

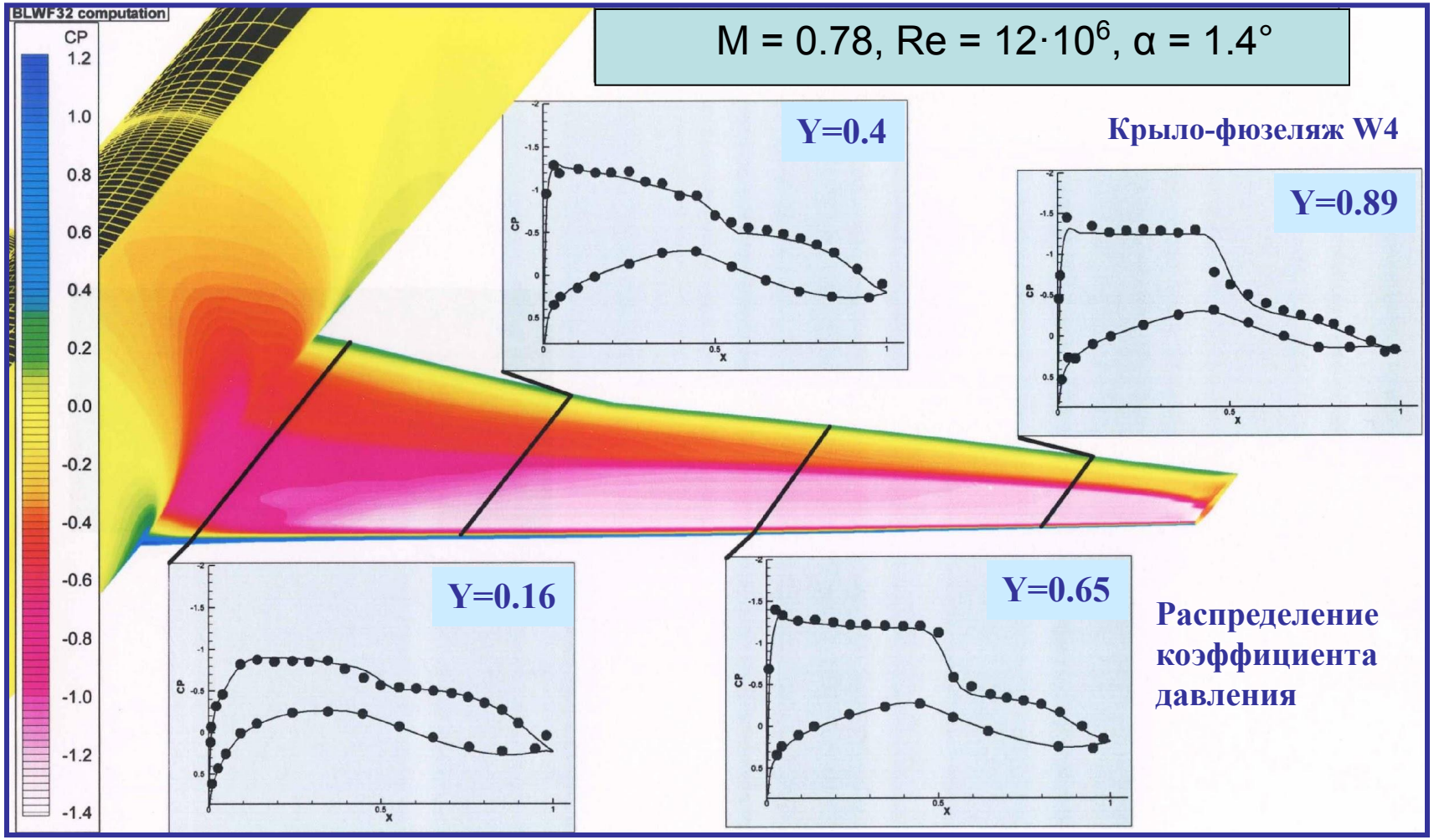
M_∞, $Re_{САХ}$, α, β, $x_{пер}$, ІНТ

Прямой метод расчёта BLWF 58

Ковалёв В.Е., Карась О.В.

- **Внешнее потенциальное течение:**
  - консервативная форма записи уравнения, метод приближенной факторизации (1й/2й порядок аппроксимации)
  - “химера” технология построения сеток для сложных конфигураций крыло+фюзеляж+оперение
- **Внутренняя вязкая область:**
  - обратный конечно-разностный метод 2-го порядка точности для расчёта «сжимаемого» пространственного пограничного слоя
  - ламинарные и турбулентные течения (фиксированный переход)
  - алгебраическая или однопараметрическая модель турбулентной вязкости
  - полуобратный метод получения самосогласованного решения
  - моделирование слабых и умеренных отрывов на несущей поверхности
- **Время выполнения одного расчёта на ПК**
  - 70 с “крыло-фюзеляж-оперение”
  - 7 с “крыло-фюзеляж”

Валидация численного метода

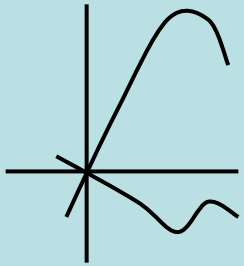


Сетка
200×100×100

Выходные параметры

Интегральные аэродинамические характеристики

Коэффициенты сил
- сопротивления C_d
- подъёмной C_L
- боковой C_y



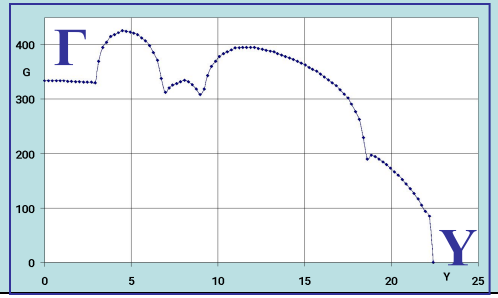
Коэффициенты моментов
- крена C_l
- тангажа C_m
- рыскания C_n

Производные коэффициентов сил и моментов

C_L^{α}, C_m^{α}, C_L^{IHT}, C_m^{IHT}, C_y^{β}, C_l^{β}, C_n^{β}

Распределённые аэродинамические характеристики

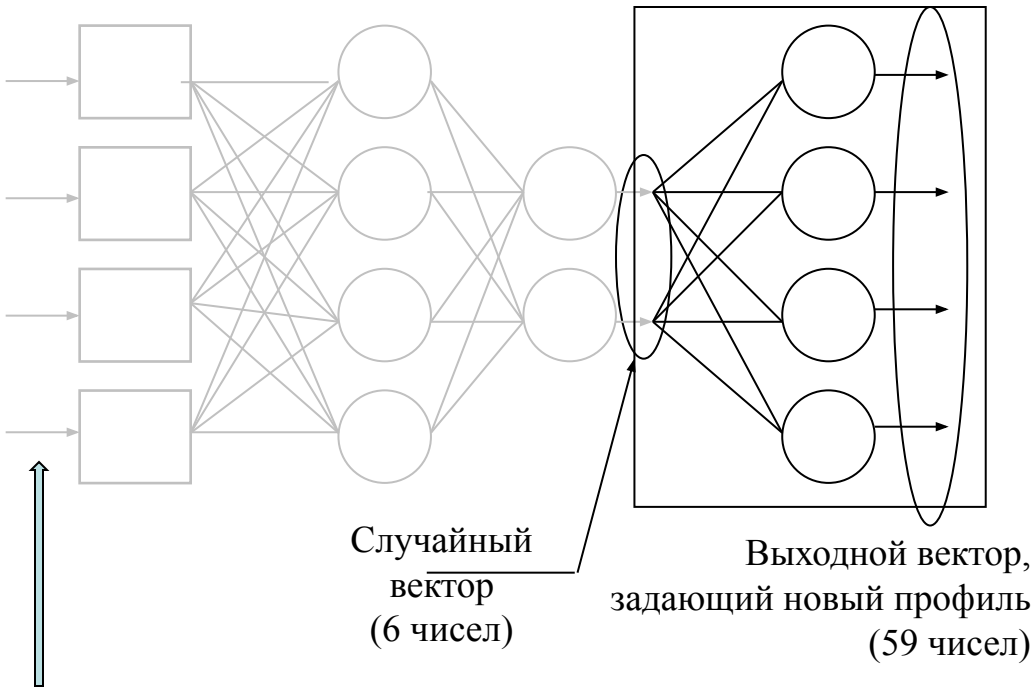
Распределение C_L по размаху крыла



Распределение C_m по размаху крыла

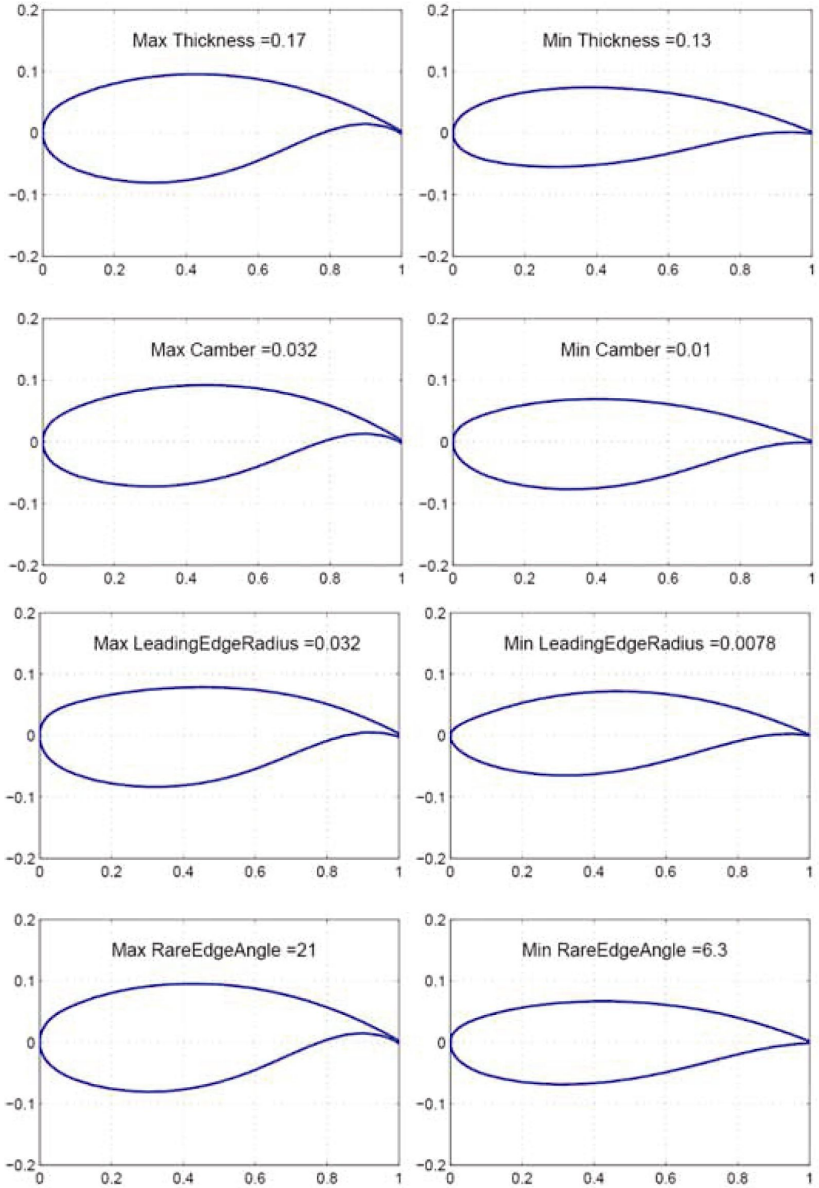
Репликативные ИНС

Входной вектор = Выходной вектор

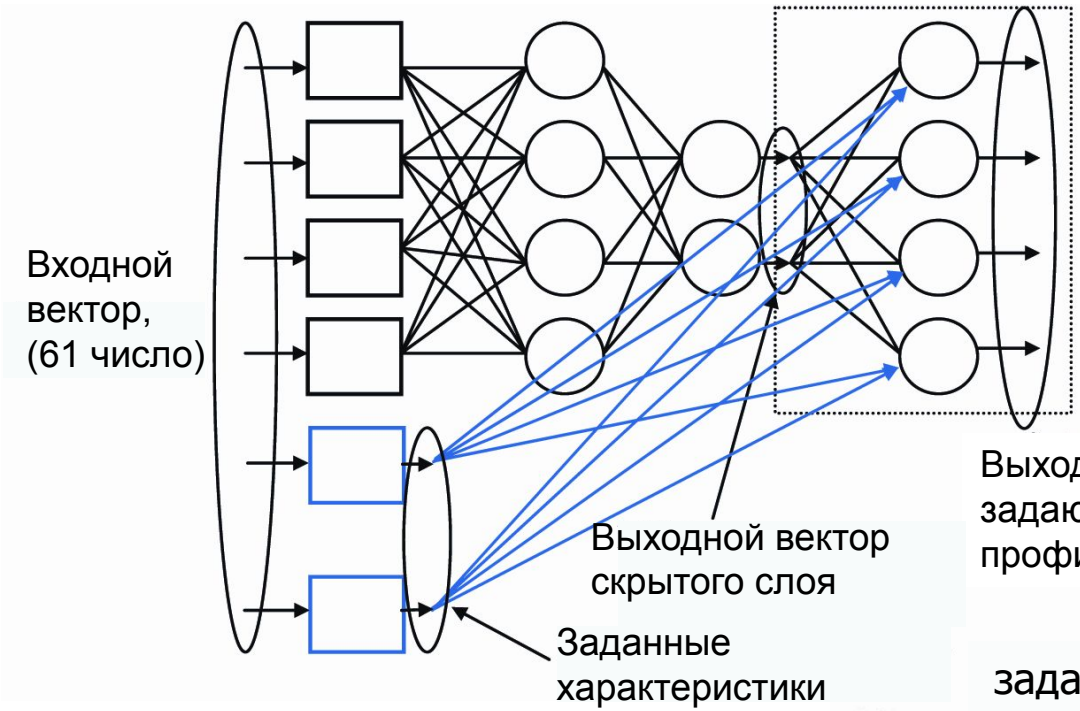


– Исходное множество, использованное для обучения ИНС, состояло приблизительно из 300 профилей, форма которых задавалась 59 точками.
– Использована трёхслойная (59-6-59) РИНС с линейными функциями активации.

Профили, сгенерированные случайным образом в 6-мерном пространстве



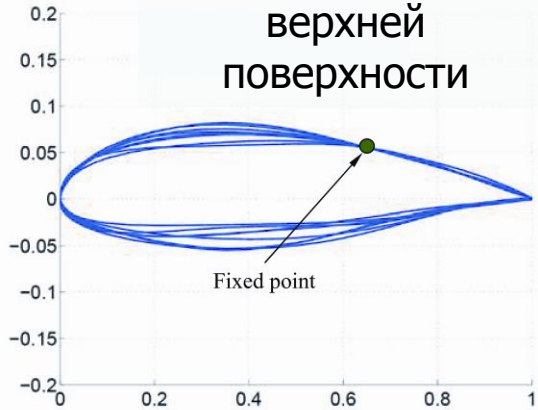
Модификация РИНС, позволяющая генерировать объекты с заданными параметрами

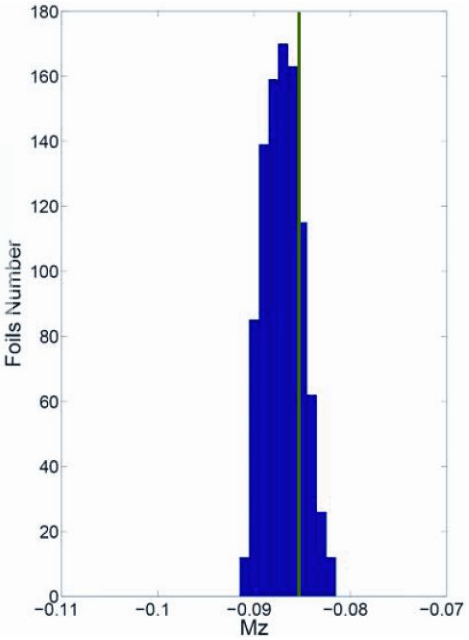


заданное значение продольного момента при нулевой подъемной силе

$C_{m|CL=0}$=-0.086

заданная точка на верхней поверхности





часть компонент входного вектора (описывающих ограничения) поступают сразу на выходной слой

Формирование обучающего множества

Проведение вычислительных экспериментов:

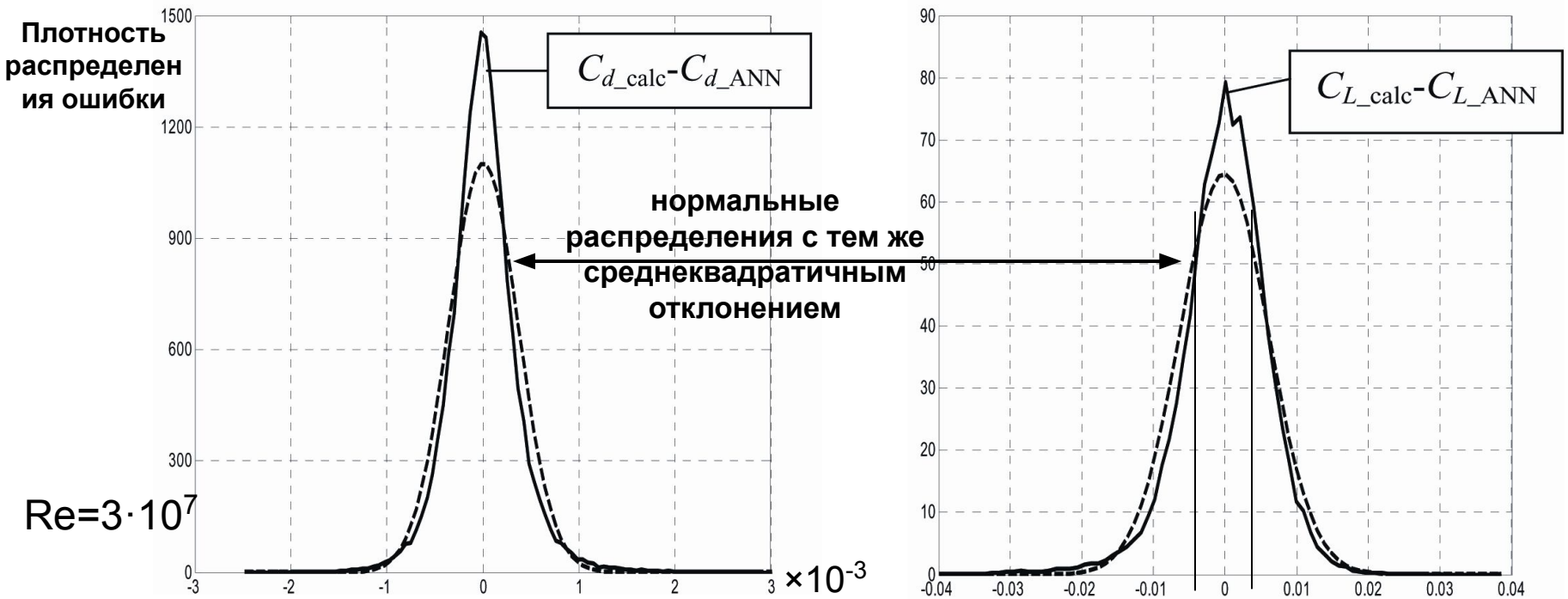
- **генерация различных компоновок (**случайные объекты, сходные тем, на которых проводилось обучение**)**
- **расчёт аэродинамических характеристик компоновок для различных режимов полёта с использованием прямого метода**

Обучающее множество

Около 10000 “к–ф–о” и около 12000 “к–ф” компоновок было сгенерировано посредством случайной выбора компонент вектора в заданном диапазоне параметров.

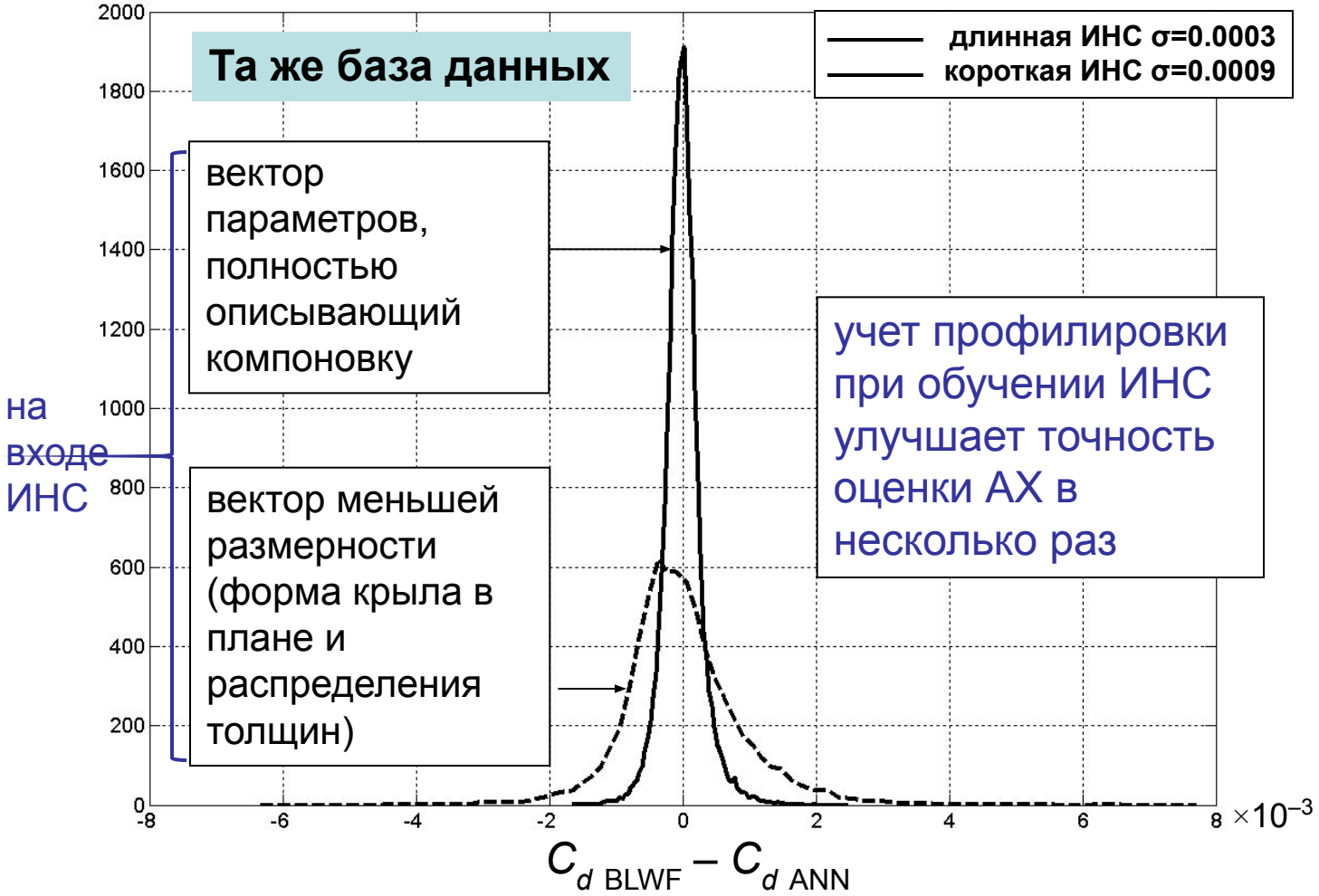
Профили крыла выбраны случайным образом из базы аэродинамических профилей или формировались с помощью РИНС.

Точность аппроксимации



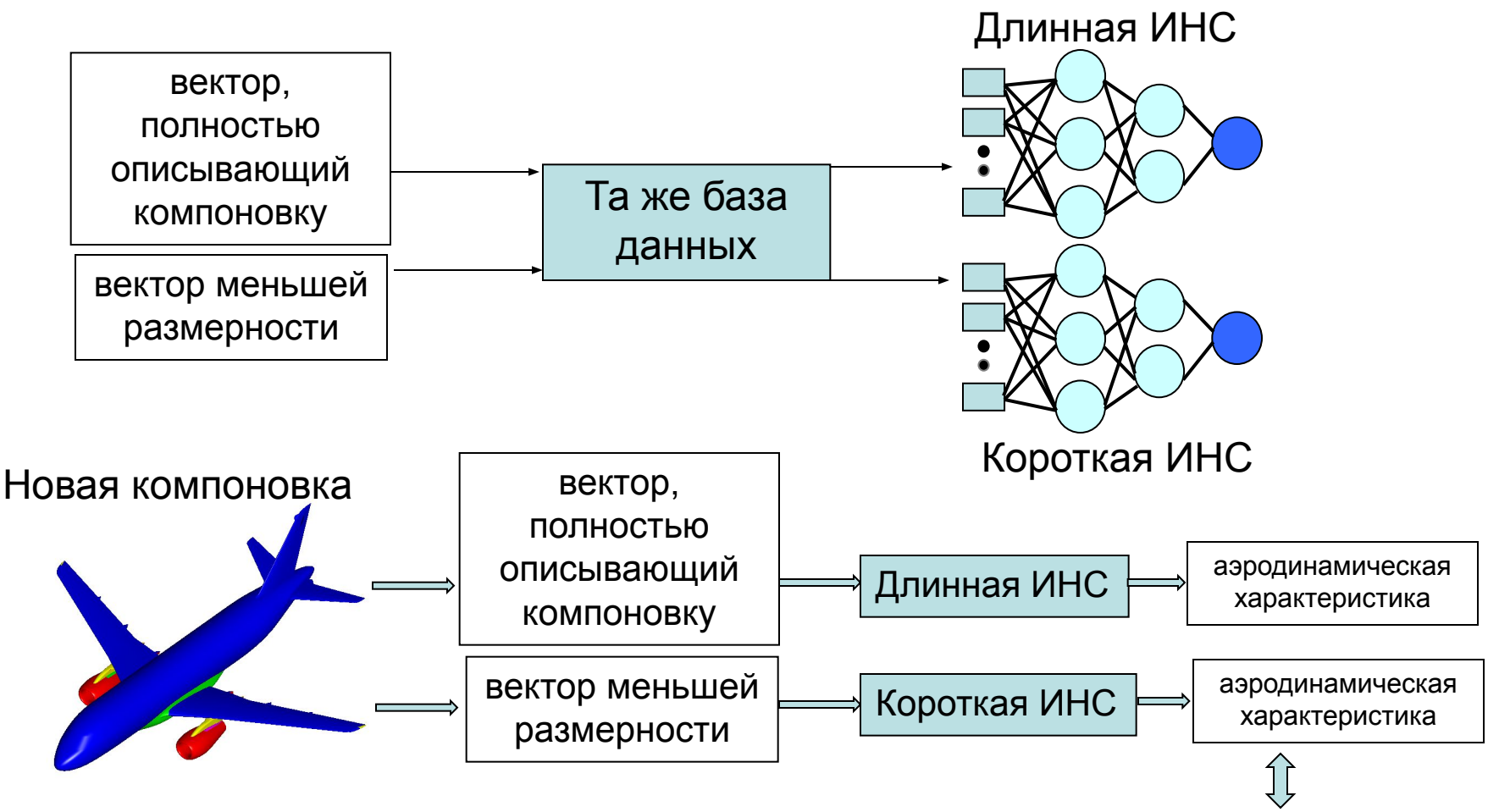
Характеристика	Средняя абсолютная ошибка	Средняя относительная ошибка, %
C_L	0.00390	0.8
C_L^a	0.00200	1.4
C_L^{IHT}	0.00026	1.1
C_m^a	0.00470	2.3
C_m^{IHT}	0.00076	0.9
C_d	0.00030	1.5

Учёт профилировки крыла



Плотность распределения ошибки определения $C_{d\ \mathrm{total}}$

Сравнительный анализ аэродинамического совершенства

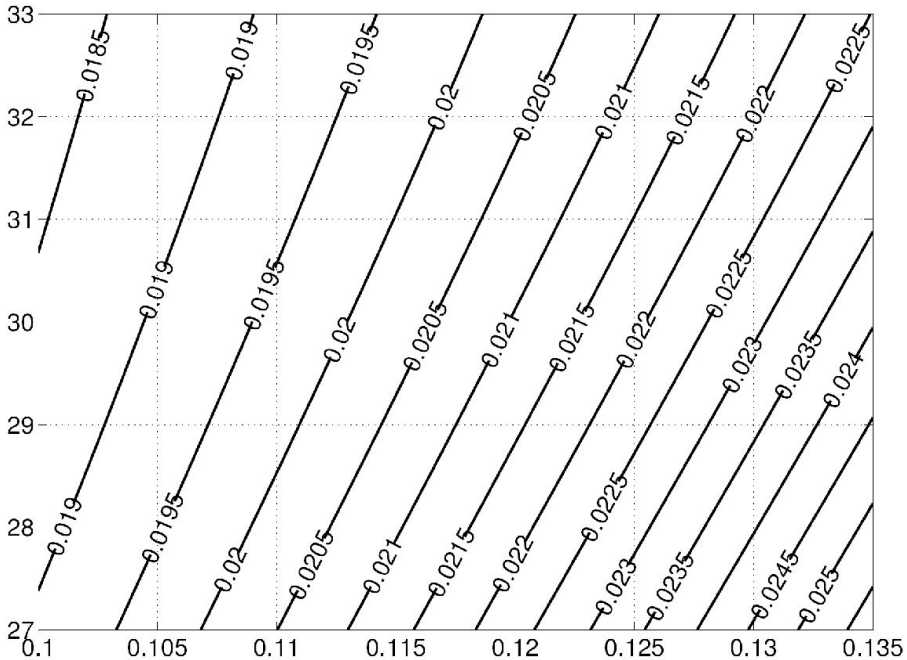


чем сильнее она отличается от среднего (в лучшую сторону), тем качественнее выбрана профилировка

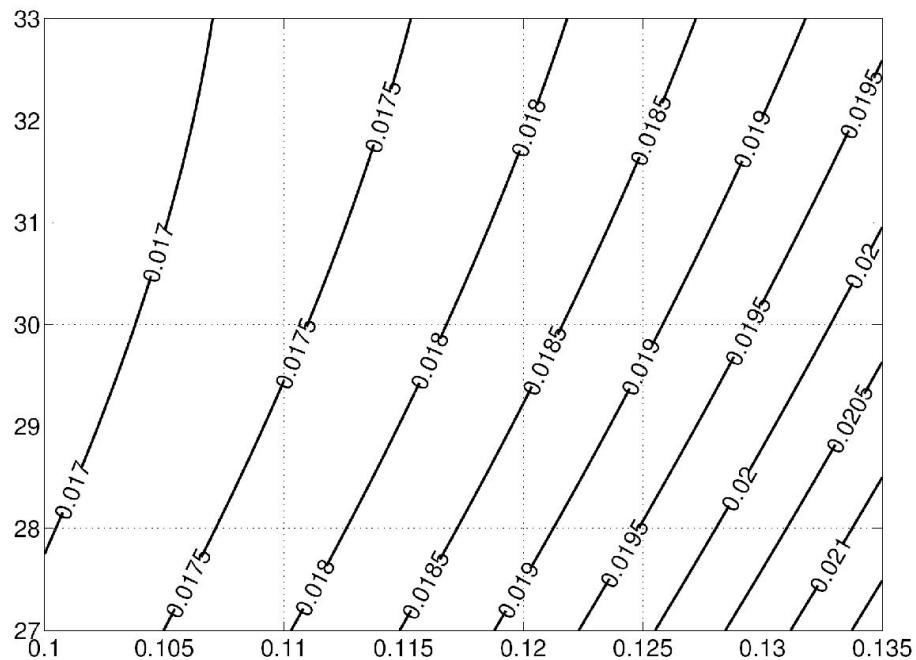
Проектирование крыла с помощью РИНС, используемой для генерации данных

- Исходная выборка крыльев
- После **сортировки** оставлены лишь варианты крыльев, превышающие средний уровень аэродинамического качества при C_L = 0.5 в диапазоне чисел M от 0.7 до 0.8
- Полученная выборка использована для обучения РИНС с 41 нейроном на среднем слое.
- Обученная РИНС использовалась как генератор компоновок, а АХ оценивались с помощью кода BLWF.
- Было создано 4000 компоновок **с неизменной формой фюзеляжа и постоянными удлинением, сужением и величинами наплыва крыла** (модифицированная РИНС)
- Полученные расчетные данные использованы для обучения новых ИНС с **коротким входным вектором**

Распределение $C_{d\ total}$ в переменных $\bar{C}$ – χ_{25}



Исходная выборка крыльев



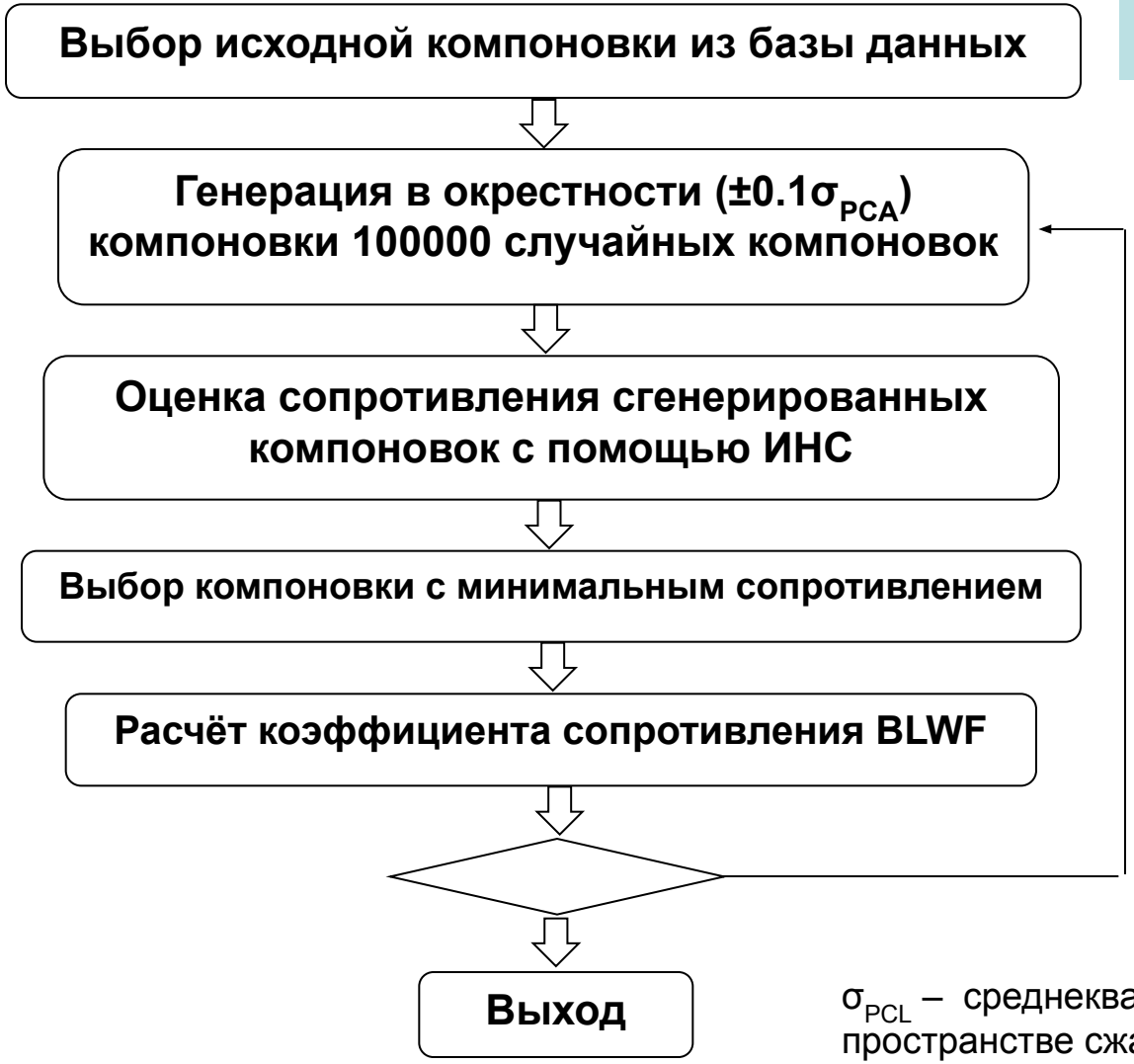
Новая выборка крыльев

«Улучшение» базы данных

Уровень сопротивления для новой выборки уменьшился в среднем на 0.0030

Минимизация аэродинамического сопротивления

Схема решения задачи



Последовательное «улучшение» базы данных

Общее время CPU для выполнения одной итерации на PC составляло 11.3 с, при этом генерация 100000 компоновок занимала 1.1 с, оценка АХ по быстрой модели 100000 компоновок 3.2 с и расчет 1-ой лучшей компоновки (к+ф) по коду BLWF 7 с

σ_{PCL} – среднеквадратичное отклонение в пространстве сжатых (естественных) координат

Выводы

1. Предложена технология быстрого расчёта аэродинамических характеристик ЛА на крейсерском режиме полёта. Составными частями технологии являются методы
   - генерации компоновок (РИНС) и
   - оценки аэродинамических характеристик (ИНС)
2. Приведены примеры применения данной технологии на этапе предварительного проектирования
   - сравнительный анализ аэродинамического совершенства,
   - минимизация аэродинамического сопротивления
3. Предлагаемая технология, подкреплённая базами данных реальных объектов, может быть использована для создания надёжных инструментов проектирования