

Рисунок 1 – Визуализация разделения крыла на зоны, покрытые прямоугольными структурированными сетками: по три зоны на верхней и на нижней поверхности крыла и 4 зоны на передней кромке

Проверка правильности работы данного интегратора осуществлялась в два этапа:

1. Вычисление аэродинамических коэффициентов для простых геометрических фигур, для которых данная задача решается аналитически (шар, куб, приближение крыла параллелепипедом без пары противоположных граней);
2. Сравнение результатов интегрирования полей из обучающей выборки со значениями коэффициентов из обучающей выборки (представлено в таблице 2).

Таблица 2 – Сравнение значений аэродинамических коэффициентов C_x и C_y , взятых из обучающей выборки и вычисленных интегрированием полей C_p из обучающей выборки

Метод вычисления ошибки	Значение ошибки в каунтах	
	C_x	C_y
RMSE	8.839	6.720
MAE	8.237	5.677
Максимальное отклонение	17.808	11.822

Стоит отметить, что полученные таким образом значения аэродинамических коэффициентов обусловлены только силами давления и не учитывают силы трения.

коэффициенты k_j^i из матрицы \mathbf{V}^T , с которыми надо сложить главные компоненты, чтобы предсказать распределение безразмерного коэффициента давления C_p . На такой обучающей выборке и была обучена суррогатная модель.

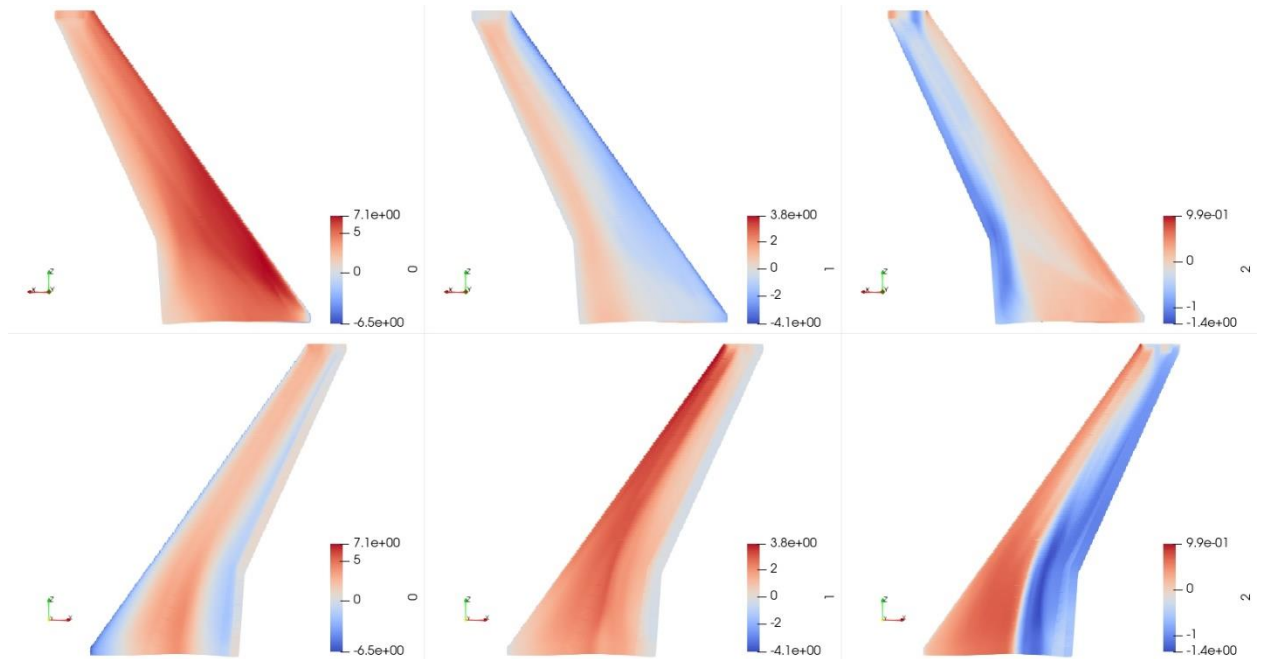


Рисунок 2 – первые три главные (слева на право) компоненты поля C_p на поверхности крыла. Верхний ряд – верхняя поверхность крыла, нижний ряд – нижняя

Таким образом, чтобы сделать предсказание, обученная суррогатная модель должна по входящим числу Маха M и углу атаки α набегающего потока предсказать коэффициенты k^i и сложить с этими коэффициентами соответствующие главные компоненты. В итоге по числу Маха M и углу атаки α предскажется распределение коэффициента давления C_p по поверхности крыла.

2.4 Метод k-fold кросс-валидации и его применение

Если имеется довольно большая обучающая выборка, то перед процессом обучения можно отделить часть обучающих данных, чтобы использовать их не для обучения, а для валидации. При этом в силу большого размера обучающей выборки модель не потеряет много важных данных для обучения. Если же обучающая выборка мала, и жертва обучающими данными

Таким образом, основной моделью, исследуемой в данной работе, является кригинг.

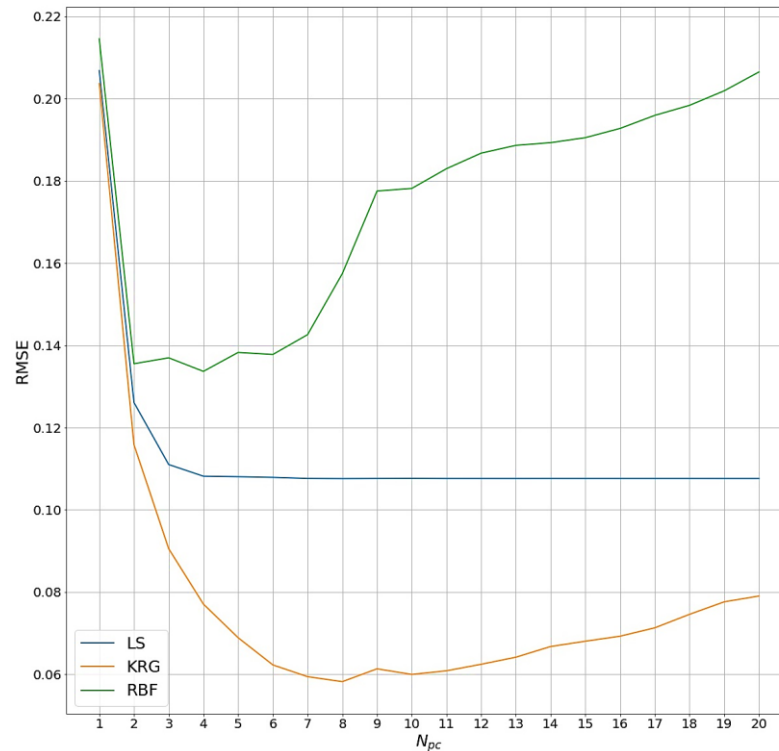


Рисунок 3 – Изменение ошибки предсказания (отмечена вдоль оси y) с изменением числа используемых главных компонент (отмечено вдоль оси x). Исследуются модели: линейная регрессия (голубой), кригинг (оранжевый), метод радиальных базисных функций (зелёный)

3.2 Оценка точности выбранной модели

Чтобы оценить точность выбранной решающей модели в задаче предсказания распределённых аэродинамических характеристик, лучшая суррогатная модель (кригинг + N_{PC}^{BEST} главных компонент) была обучена на 63 из 64 прецедентах. Затем на последнем незадействованном прецеденте ($\alpha = -1.65625^\circ, M = 0.91836$) было сделано предсказание поля коэффициента давления. Ошибка по метрике RMSE составила 0.0618. На рисунке 4 представлены оригинальное и предсказанное поле значений C_p на верхней и нижней поверхности исследуемого крыла.

Видно, что предсказание в целом верно. Заметные расхождения наблюдаются в области скачка – суррогатная модель сглаживает скачок в силу

линейности применяемого метода (итоговое предсказание является линейной комбинацией полей обучающей выборки).

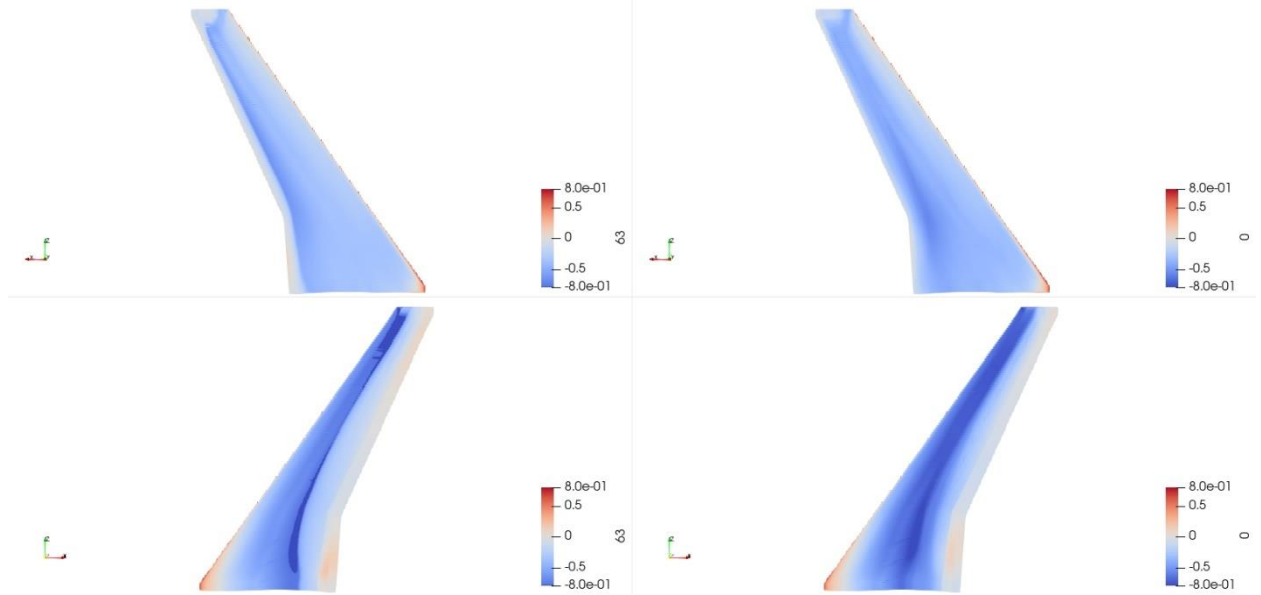


Рисунок 4 – Поля коэффициента давления C_p на поверхности крыла. Левая колонка - поле из обучающей выборки, правая колонка – предсказанное поле. Верхний ряд – верхняя поверхность крыла, нижний ряд – нижняя поверхность крыла.

Оценка точности модели в задаче предсказания интегральных аэродинамических характеристик прямым методом рассчитывалась по метрике RMSE, т.е. если \hat{C}_x^j – это предсказанное значение коэффициента сопротивления для j -го прецедента, а C_x^j – соответствующее оригинальное значение, то ошибка данной модели e_x высчитывается следующим образом:

$$e_x = \sqrt{\frac{1}{|V|} \sum_{j \in V} (\hat{C}_x^j - C_x^j)^2} \quad (19)$$

где V – это множество валидационных прецедентов, а $|V|$ – количество прецедентов в нём. Аналогично для коэффициента подъёмной силы C_y .

При таком способе подсчёта точности и обучении кригинга (с использованием квадратичного тренда и ядра “matern52”) на 56 прецедентах и валидации на 8 оставшихся ошибка модели составила $e_x = 5.539$ каунтов и $e_y = 6.134$ каунтов (1 каунт для C_x равен 10^{-4} , 1 каунт для C_y равен 10^{-3}).

Аналогичным образом можно оценить предсказания значений аэродинамических коэффициентов, полученные интегрированием

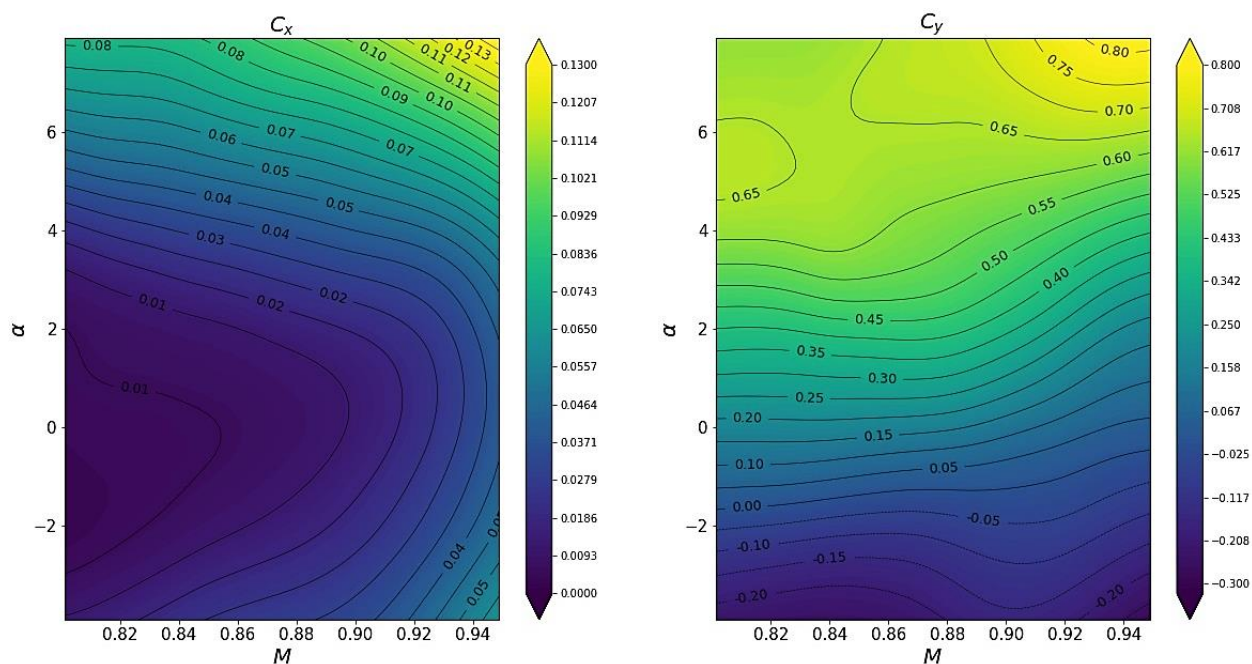


Рисунок 6 – Поля значений C_x и C_y , полученных прямым методом предсказания

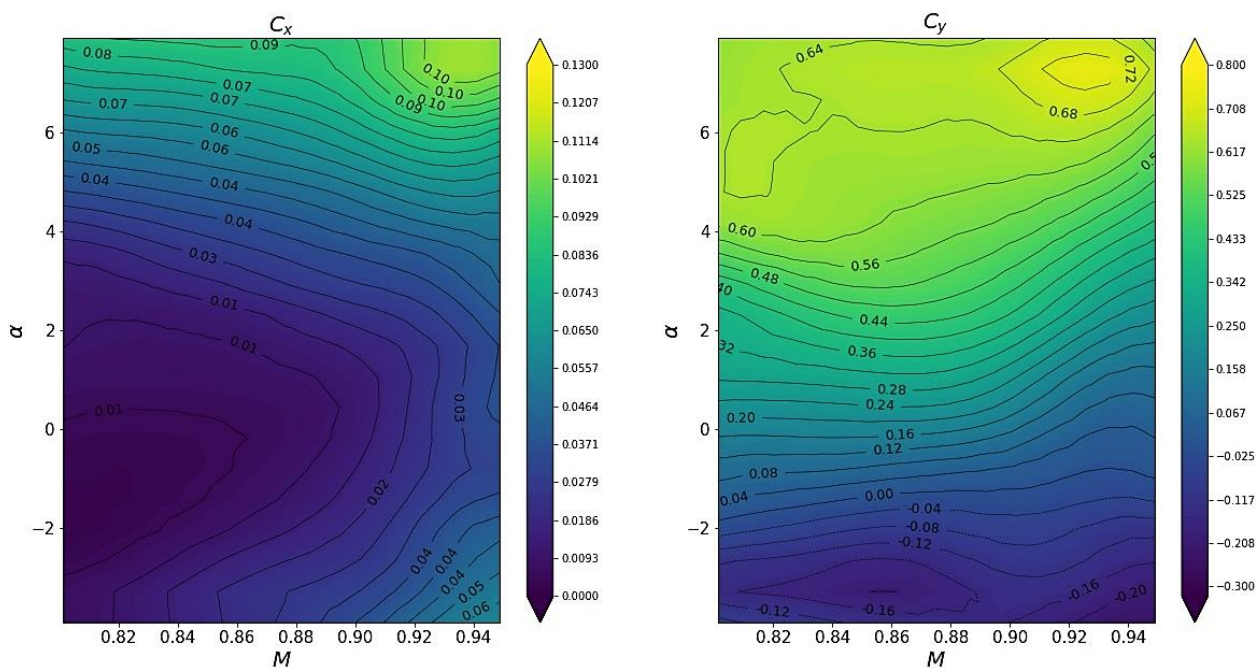


Рисунок 5 – Поля значений C_x и C_y , полученных интегрированием предсказанного поля C_p

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Данная работа ставила целью создание суррогатной модели, которая бы с приемлемой точностью предсказывала аэродинамические характеристики крыла.