

Описание работы на соискание премии «**Авиастроитель года**» в
номинации «**За создание новой технологии**»

**Разработка технологии прототипирования и верификации
геометрических параметров авиационных конструкций**

Данная работа состояла из двух больших этапов: возможность использования оборудования по прототипированию для изготовления авиационных конструкций и проверка геометрических параметров авиационных конструкций с помощью 3D сканирования. Вся работа проводилась с использованием новейшего оборудования, и с реальными образцами агрегатов летательных аппаратов.

В первой части работы рассматривалась возможность изготовления закрылка самолета при помощи SLS технологий. В качестве основного оборудования была выбрана установка послойного спекания EOS P395, расположенная в лаборатории кафедры 904 МАИ.

Цель работы: Разработать технологию создания агрегата летательного аппарата, при помощи технологии лазерного спекания порошковых материалов, который будет удовлетворять всем заявленным характеристикам без потери точности изготовления.

Основные задачи работы:

1. Разработать оптимальную схему технологического членения агрегата, с учетом технических возможностей оборудования;
2. Разработать методику оптимизации рабочего пространства в рабочей камере технологического оборудования;
3. Провести проверку точности геометрии конструкции по отношению к трехмерной модели.

Технологии лазерного спекания порошковых материалов (Selective Laser Sintering - лазерное спекание порошковых материалов). В SLS технологии в

качестве рабочего материала используются порошковый пластик, металл или керамика, близкие по свойствам к конструкционным маркам. На поверхность наносится тонкий слой порошка, который затем спекается лазерным лучом, формируя твердую массу, соответствующую сечению 3D-модели и определяющую геометрию детали. SLS это единственная технология, которая может быть применена для изготовления металлических деталей и формообразующих для пластмассового и металлического литья. Прототипы из пластмасс обладают хорошими механическими свойствами, могут быть использованы для создания полнофункциональных изделий.

В данной работе в качестве основного материала применялся полиамид PA2200 (аналог в России полиамид 12).

Таблица 1 – Характеристики материала PA2200

(<http://eos.materialdatacenter.com/eo/en>)

Mechanical properties	Value	Unit	Test Standard
Izod Impact notched (23°C)	4.4	kJ/m ²	ISO 180/1A
Shore D hardness (15s)	75	-	ISO 868

3D Data	Value	Unit	Test Standard
The properties of parts manufactured using additive manufacturing technology (e.g. laser sintering, stereolithography, Fused Deposition Modelling, 3D printing) are, due to their layer-by-layer production, to some extent direction dependent. This has to be considered when designing the part and defining the build orientation.			
Tensile Modulus (X Direction)	1700	MPa	ISO 527-1/-2
Tensile Modulus (Y Direction)	1700	MPa	ISO 527-1/-2
Tensile Modulus (Z Direction)	1700	MPa	ISO 527-1/-2
Tensile Strength (X Direction)	50	MPa	ISO 527-1/-2
Tensile Strength (Y Direction)	50	MPa	ISO 527-1/-2
Tensile Strength (Z Direction)	50	MPa	ISO 527-1/-2
Strain at break (X Direction)	20	%	ISO 527-1/-2
Strain at break (Y Direction)	20	%	ISO 527-1/-2
Strain at break (Z Direction)	10	%	ISO 527-1/-2
Charpy impact strength (+23°C, X Direction)	53	kJ/m ²	ISO 179/1eU
Charpy notched impact strength (+23°C, X Direction)	4.8	kJ/m ²	ISO 179/1eA
Flexural Modulus (23°C, X Direction)	1500	MPa	ISO 178

Thermal properties	Value	Unit	Test Standard
Melting temperature (20°C/min)	176	°C	ISO 11357-1/-3
Vicat softening temperature (50°C/h 50N)	163	°C	ISO 306

Для проверки механических характеристик материала было создано несколько образцов, которые подверглись механическим испытаниям на разрывной машине. Образцы были изготовлены с разной направленностью спекаемых слоев, чтобы выявить оптимальное расположение деталей в рабочей зоне оборудования и достичь максимальной прочности готовых изделий (рисунки 1, 2).



Рисунки 1, 2 – Испытания образцов

Для изготовления была выбрана центральная часть закрылка самолета. Основной задачей при изготовлении стало оптимальное членение агрегата на части, с учетом дальнейшей собираемости изделия. При этом все детали должны были удовлетворять возможностям рабочей камеры оборудования с габаритами 330x330x620 мм. В итоге была разработана конструкция агрегата, в которой все элементы собирались на механических замках (рисунки 3, 4).

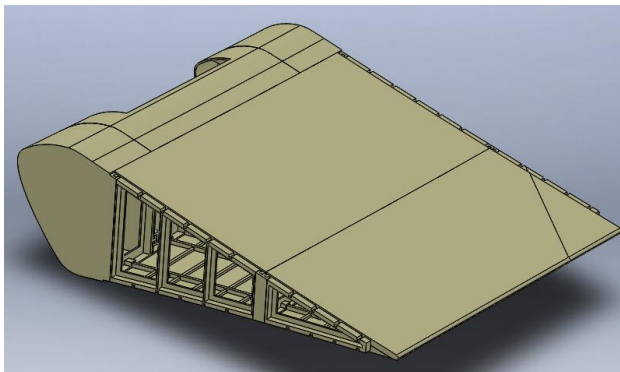


Рисунок 3 – 3D представление изделия

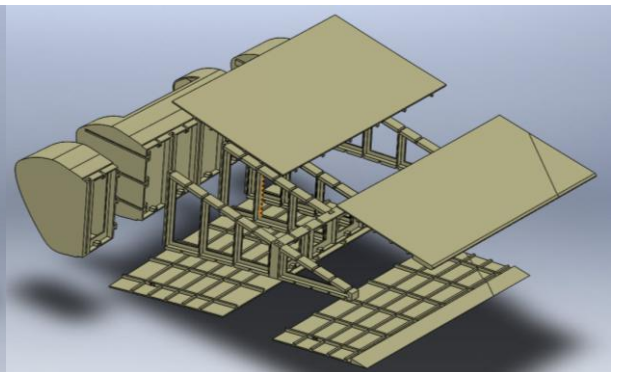
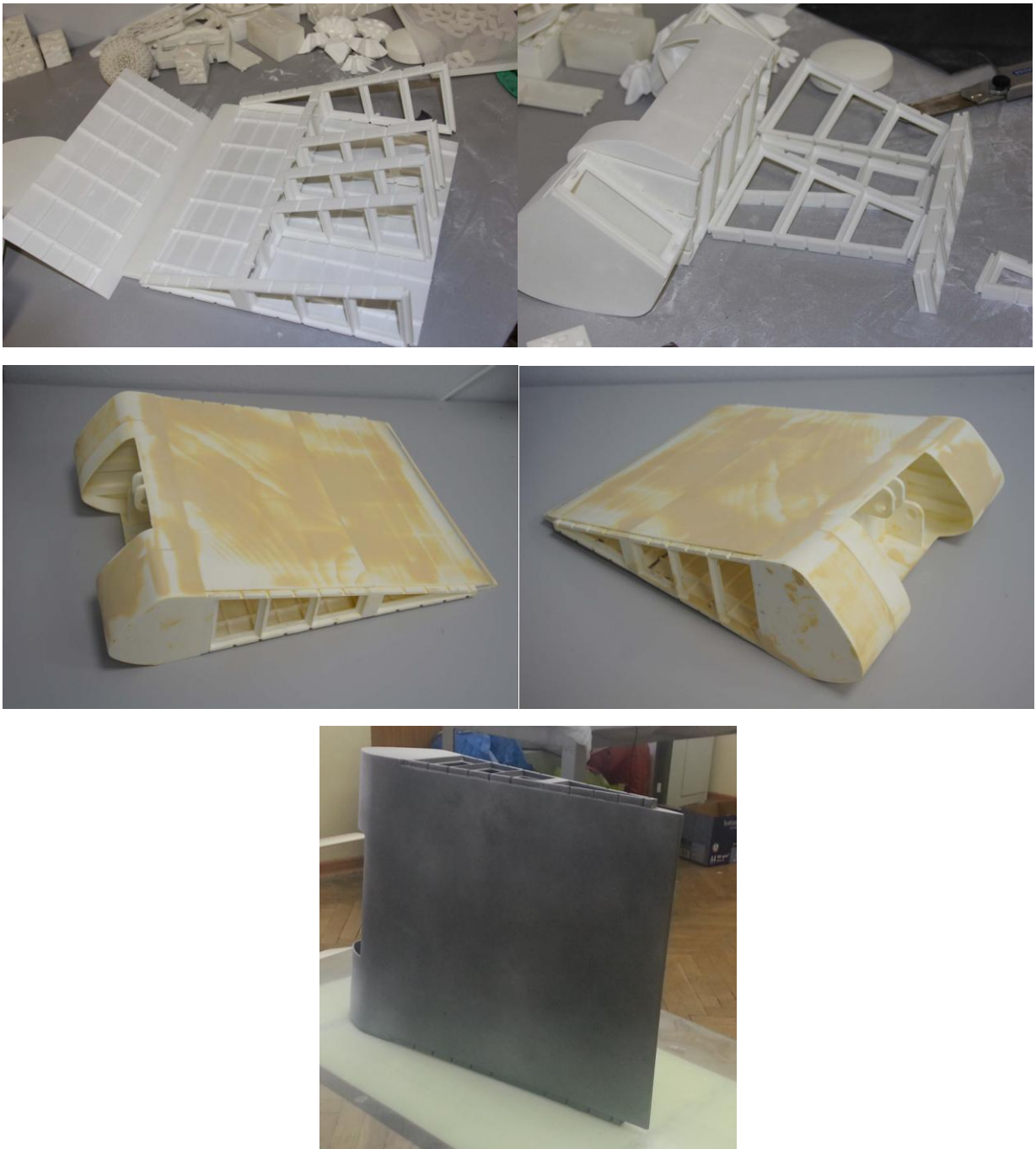


Рисунок 4 – Зазнесенные части изделия

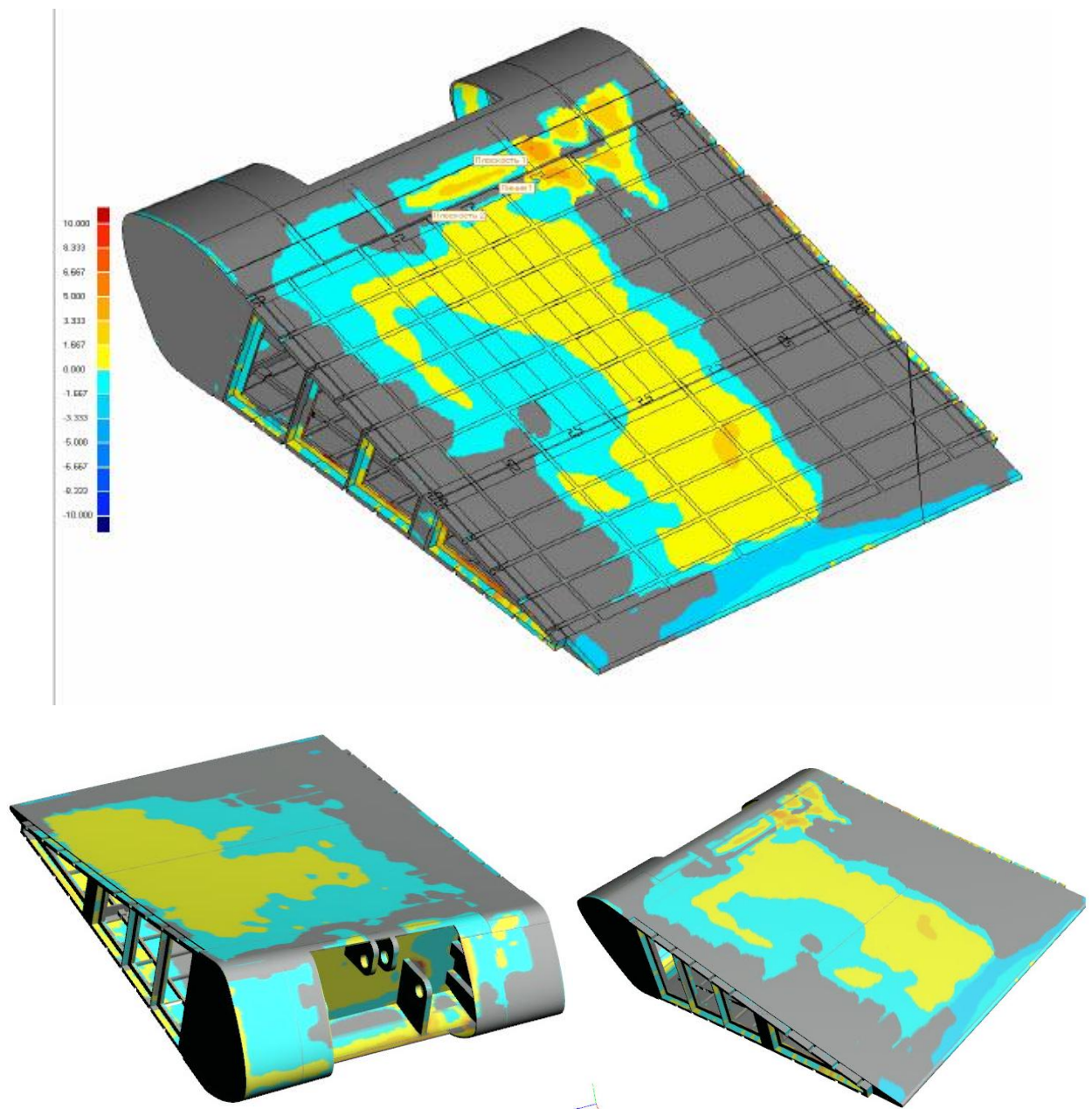
В качестве основного технологического процесса при изготовлении деталей был выбран процесс с толщиной слоя 120 мкм. Это позволило оптимизировать время изготовления, и обеспечить необходимую точность при изготовлении.

При сборке агрегата для дополнительной фиксации соединений использовалась двухкомпонентная эпоксидная смола (рисунки 5-9).



Рисунки 5-9 – Этапы сборки конструкции

Следующим этапом работы стала проверка качества геометрии изделия. При помощи лазерного сканирования была получена трехмерная модель изделия и проведен анализ соответствия геометрии относительно трехмерной модели. Среднее отклонение составило 1 мм, что полностью соответствует поставленному заданию (рисунки 10-12).



Рисунки 10-12 – Проверка геометрии изделия

Выводы

В ходе работы была разработана технология изготовления агрегата планера летательного аппарата путем лазерного спекания порошковых материалов. В ходе работы были решены задачи по оптимальному технологическому членению агрегата, оптимальной компоновке рабочей зоны оборудования. Полученный агрегат полностью соответствует ТЗ, предельное отклонение от теоретической геометрии 1 мм.

Во второй части работы проводилось исследование качества изготовления конструкции из композиционных материалов и сравнение геометрии с трехмерной моделью.



Рисунок 13 – Объект исследования

В качестве агрегата была взята хвостовая часть легкого самолета (рисунок 1), который производился на территории института. Так как вся конструкция самолета выполнялась из композиционных материалов, то такая проверка позволит выявить основные проблемные места, и исправить технологический процесс, что бы избежать проблем в будущем.

В качестве основного оборудования использовался трёхмерный сканер FARO Focus 3D, обладающей большой зоной сканирования. Основной плюс такого сканера – изделие не нужно покрывать матирующими веществами, что бы получить оптимальный результат при сканировании.

В результате сканирования было получено облако точек агрегата (рисунок 14).

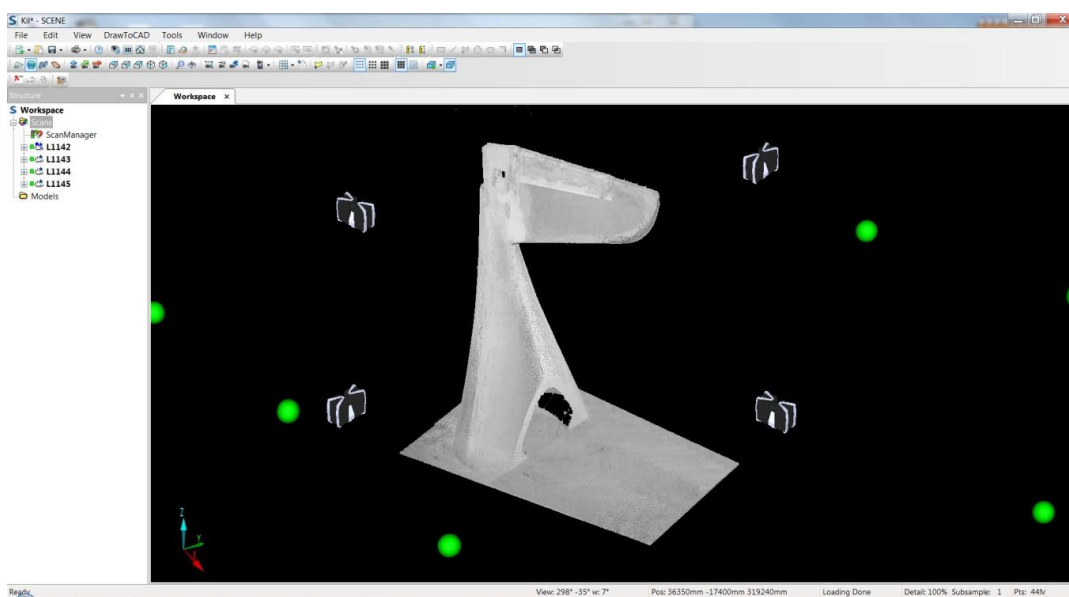
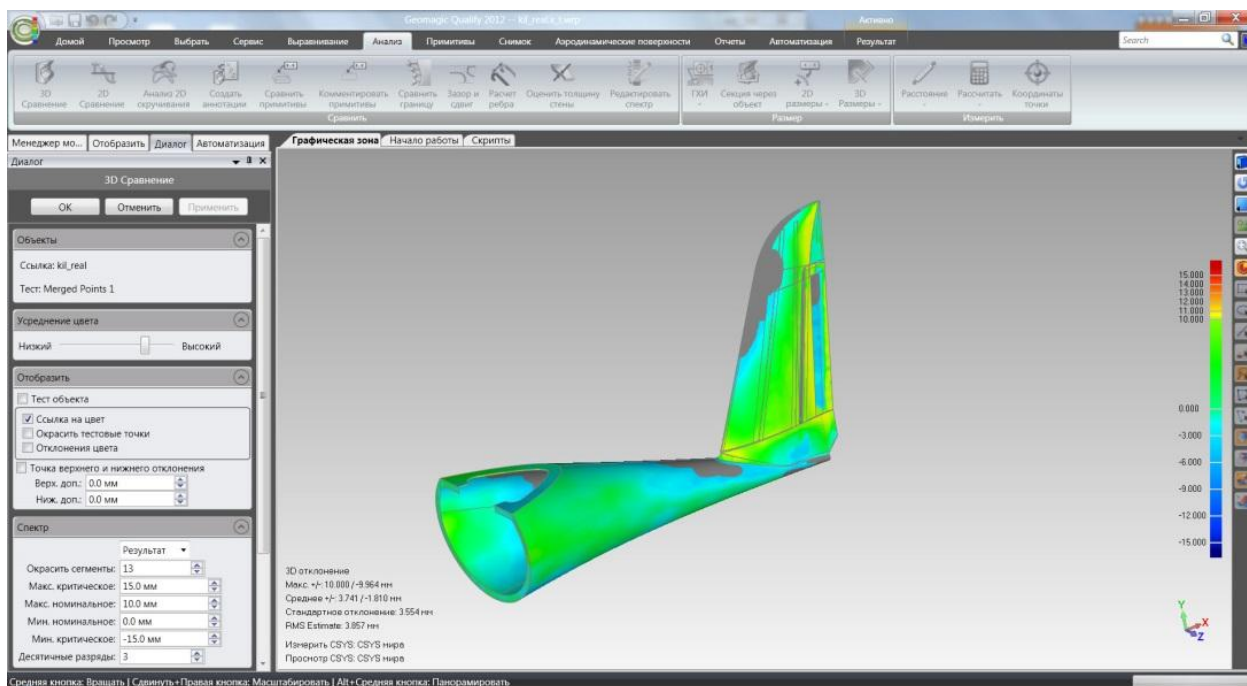
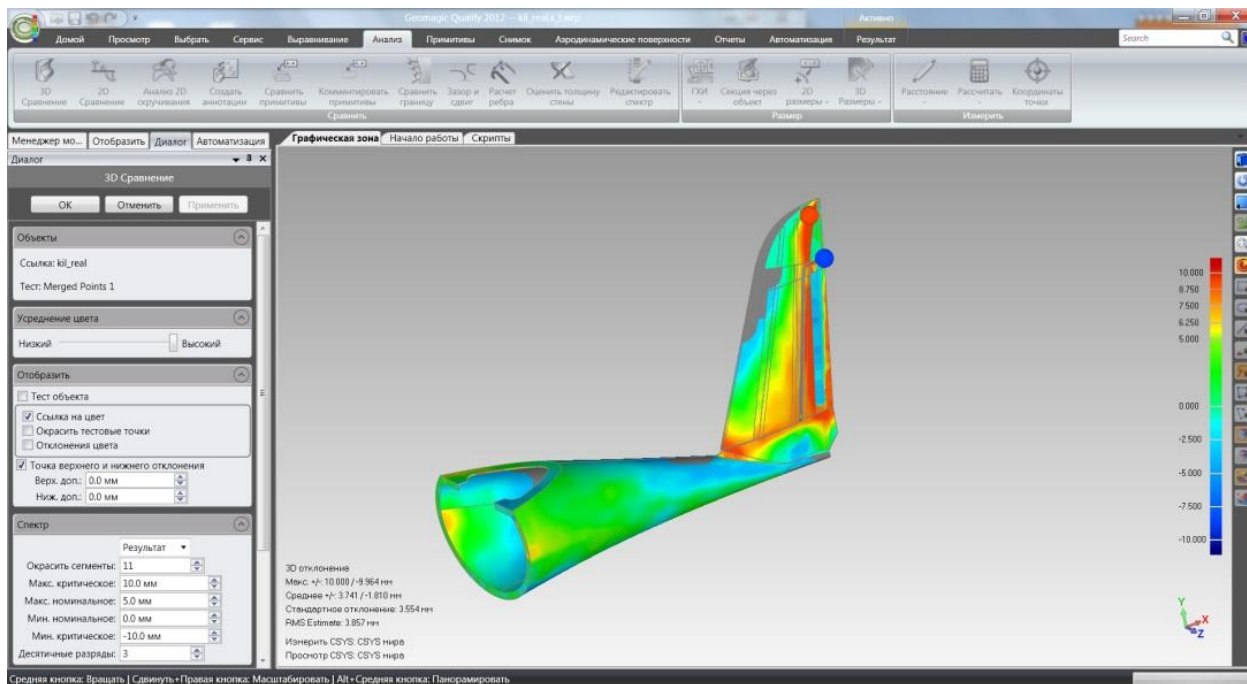


Рисунок 14 – Облако точек сканируемого агрегата

Следующий этап – обработка облака точек. Для этого точки передаются через формат файлов VRML в специализированную программу, где происходит чистовая обработка. Этот процесс итерационный и занимает достаточно долгое время, так как для обработки большого облака точек требуются большие мощности.

Далее облако точек накладывается на трехмерную модель изделия и высчитываются основные погрешности (рисунки 15, 16).



Рисунки 15, 16 – Вычисление погрешностей

В данной работе рассмотрены возможности применения современных информационных технологий для прототипирования и верификации авиационных конструкций. Данные методы позволяют в достаточно сжатые сроки, получить достоверные данные по геометрии конструкции, качеству сборки и технологичности. Это позволит избежать финансовых и временных потерь при производстве летательных аппаратов.