

Разработка методики получения твердотельных 3D-моделей деталей газотурбинных двигателей с применением 3D-сканирования

Разработана методика получения твердотельных 3D-моделей для различных узлов газотурбинных двигателей габаритами от 40×40×40 мм до 500×500×500 мм. Проведены исследования корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65, геометрические характеристики и принцип действия которого близки к соответствующим параметрам корпусов камер сгорания вспомогательных силовых установок и турбореактивных двигателей беспилотных летательных аппаратов. По результатам исследования разработана методика, включающая определение оптимальных параметров 3D-сканирования для сокращения времени сканирования и детализации полигональной стеки. Даны рекомендации для определения геометрических параметров и построения твердотельных 3D-моделей в процессе обратного проектирования для деталей узлов газотурбинных двигателей с точностью ±1 мм.

С.К. ОСИПОВ,
канд. техн. наук,
Г.А. ГЕРЦОВСКИЙ,
А.Н. РОГАЛЕВ,
д-р техн. наук,
И.А. МИЛЮКОВ,
канд. техн. наук,
А.Н. ВЕГЕРА,
канд. техн. наук
(НИУ «МЭИ», Москва)
gertsovskyga@mpei.ru

Реверс-инжиниринг, газотурбинные двигатели, камера сгорания, 3D-сканирование, облако точек, полигональное моделирование, 3D-моделирование

В Российской Федерации в соответствии со стратегией развития авиационной промышленности на период до 2030 г. [1] планируется увеличить долю воздушных судов российского производства в парке гражданской авиации до 81,8 %. Также по данным Федерального агентства воздушного транспорта (Росавиация) [2], воздушные суда иностранного производства (например, Boeing 737, Airbus A320 и др.), составляющие примерно 67 % эксплуатируемого авиапарка, нуждаются в поставке запасных частей, сертифицированных по стандартам FFA/EASA, а также удовлетворяющих нормам авиационных правил АП-25 Российской Федерации [3].

В настоящее время в связи с геополитическими изменениями и отсутствием официальных представительства зарубежных производителей поставки ремонтных комплектов и запасных частей оборудования требуют больших материальных и временных затрат.

Проблему замены комплектующих составных частей оборудования при сокращенном сроке поставок и частичной локализации производства ремонтных комплектов возможно решить, используя методы обратного проектирования. При обратном проектировании на первом этапе получают геометрические параметры изделия прототипа, которые в дальнейшем используются для разработки твердотельной 3D-модели и конструкторской документации изделия.

Получение геометрических параметров возможно с использованием бесконтактных и контактных методов взаимодействия с прототипом изделия. Контактные методы применяются при помощи контактного взаимодействия с деталями с использованием измерительных инструментов – штангенциркулей, микрометров, нутрометров. Для получения параметров деталей сложного профиля и многокомпонентных узлов используются бесконтактные методы, включая метод 3D-сканирования.

При 3D-сканировании в промышленности широко распространены структурно-световые и лазерные сканеры, использующие установленные датчики и камеры, за счет которых получают изображение сканированного объекта. Далее полученные изображения анализируются с помощью встроенного программного обеспечения сканера, вычисляются координаты точек на поверхности изделия, и на основе полученной информации с датчиков создается облако точек в виде полигональной 3D-модели [4, 5].

После получения полигональной 3D-модели используется специальное программное обеспечение для создания твердотельной 3D-модели на основе сетки поверхностей полигонов (Geomagic Design X, Polyworks).

Целью данной работы является разработка методики обратного проектирования для получения твердотельных 3D-моделей узлов деталей газотурбинных двигателей с габаритными размерами от 40×40×40 мм до 500×500×500.

Одной из наиболее технологичных и сложных частей летательных аппаратов являются двигатели [6, 7]. В рамках данного исследования при разработке методики обратного проектирования деталей узлов газотурбинных двигателей с габаритами от 40×40×40 до 500×500×500 мм были рассмотрены мало-мощные турбореактивные двигатели беспилотных летательных аппаратов и вспомогательных силовых установок, которые могут соответствовать заявленным параметрам. Проведен анализ нескольких турбореактивных двигателей для беспилотных летательных аппаратов, включая ТД-30, R500, ТД-60 российского производства.

Технические характеристики представленных двигателей приведены в табл. 1 [8–13].

Таблица 1

Модель двигателя	Изготовитель	Диаметр и длина, мм	Максимальная тяга, Н	Масса, кг
ТД-30	СКБ «Турбина», Россия	367×485	361	17
R500	КБ «Reynolds», Россия	195×495	500	7,5
ТД-60	ФГУП «ЦИАМ», Россия	243×470	650	18
PBS TJ40-G2	PBS Aero, Чехия	147×373	396	3,8
JetCat P120	JetCat, Германия	112×280	120	1,39
Wren 44 Gold	Wren Turbines, Великобритания	75×215	45	0,6
XH-1000N	Feihang Power, Китай	203×501	981	9,25

Также рассмотрены наиболее распространенные вспомогательные силовые установки, используемые в настоящее время (табл. 2) [14–17]).

Таблица 2

Модель двигателя	Изготовитель	Габариты, мм	Мощность, кВт	Масса, кг
TA14	«Аэросила», Россия	868×502×452	100–108	83,2
Jakadofsky APU	Jakadofsky GmbH, Германия	113×260	7,2–8,4	10
Safir 5K/G MI	PBS VELA BITES, Чехия	491×520×788	20	64
FusionFlight ARC	FusionFlight ARC, США	520×270×170	8	10
PBS TS100 (ZA/DA)	PBS TS100, Чехия	829×398×330	180	56,7–61,3

По результатам проведенного обзора было определено, что в большинстве случаев габаритные размеры комплектующих деталей узлов турбореактивных двигателей и вспомогательных силовых установок не превышают 500×500×500 мм в трех измерениях. Таким образом, необходимо разработать рекомендации для получения геометрических характеристик с высокой точностью для возможного ремонта или замены узлов комплектующих газотурбинных двигателей зарубежного и российского производства при обратном проектировании.

Исследовался узел камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65.

Корпус камеры сгорания представляет собой конструктивно и функционально сопоставимый узел с камерами сгорания, применяемыми в турбореактивных двигателях и вспомогательных силовых установках малой мощности. Представленные типы установок работают с использованием цикла Брайтона при использовании процессов сжатия воздуха, изобарного сгорания топлива и расширения продуктов сгорания в турбине. Таким образом, основные элементы конструкции (компрессор, камера сгорания и турбина) выполняют схожие функции, несмотря на различие в назначении.

Приведем технические характеристики микрогазотурбинной установки Capstone C65 [18]: номинальная электрическая мощность – 65 кВт; электрический КПД установки – 28 %; общий КПД электростанции (с утилизацией тепла) – до 90 %; габаритные размеры – 1516×763×1943; топливо – газ, керосин, дизель.

Корпус камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65 состоит из нескольких деталей. Комплектующие детали показаны на 3D-модели, приведен вид сбоку (рис. 1, *a*) и снизу (рис. 1, *б*).

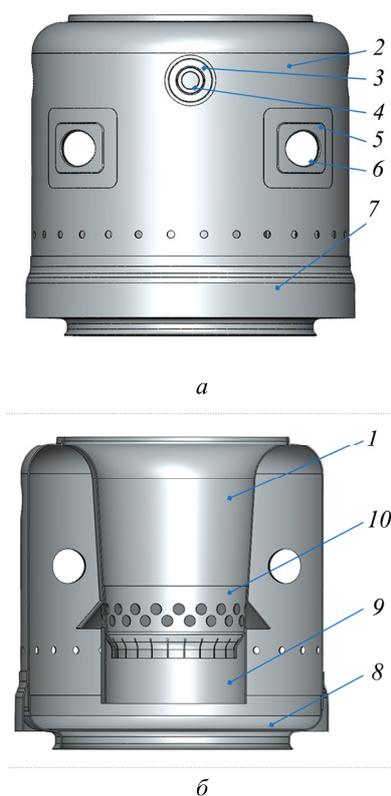


Рис. 1

На обечайке (корпусе) 2 камеры сгорания расположены шесть отверстий для подачи топлива в зону смешения, при этом для четырех отверстий сделаны специальные переходные пластины 6 внутри фиксирующего внешнего фланца 5. Их функция заключается в обеспечении тепловых расширений камеры сгорания, которые возникают из-за перепада температур. Два отверстия для инжекторов без переходных пластин расположены симметрично, благодаря чему корпус камеры сгорания фиксируется внутри микрогазотурбинной установки.

На нижней части камеры сгорания находится деталь нижней обечайки 7. На уровне отверстий для инжектора без внешних фланцев расположено отверстие для свечи зажигания. Для установки свечи зажигания в конструкции предусмотрены детали переходной пластины 4 и фиксирующего внешнего фланца 3.

На детали корпуса камеры сгорания находится ряд отверстий, через которые подается воздушная смесь. На нижней стороне корпуса расположены детали днища 8, воронки нижней 10 с двумя рядами отверстий смешения и нижнего патрубка 9. Внутри корпуса установлена деталь воронки 1.

При разработке использовалась методика создания твердотельной 3D-модели и эскизной конструкторской документации. Представленная методика включает несколько основных этапов взаимодействия с прототипом изделия. Важным этапом при получении геометрических характеристик в процессе 3D-сканирования является этап определения меток позиционирования на объекте. Кроме определения меток, был добавлен блок настройки параметров 3D-сканирования для получения более детализированной полигональной 3D-модели за меньшее время.

Схема реализации методики была разделена на два основных этапа: 1) получение полигональной 3D-модели с помощью 3D-сканирования (рис. 2); 2) обработка полигональных и твердотельных моделей, полученных в процессе обратного проектирования (рис. 3).

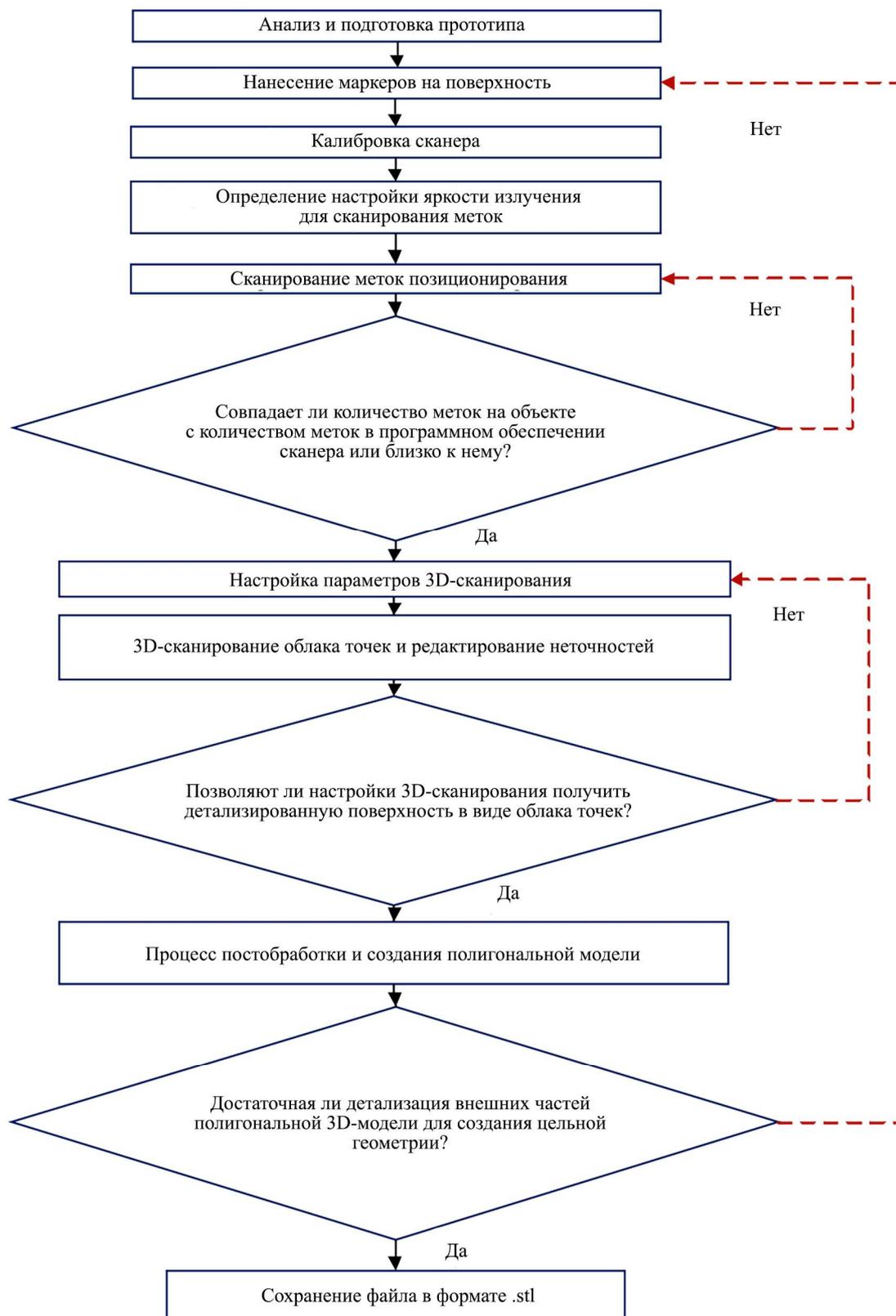


Рис. 2

В ходе анализа и подготовки корпуса камеры были выявлены составные части корпуса, дефекты поверхности и потенциально труднодоступные для сканирования участки. На этом этапе образец корпуса камеры сгорания был очищен от абразива и пыли для нанесения точек позиционирования.

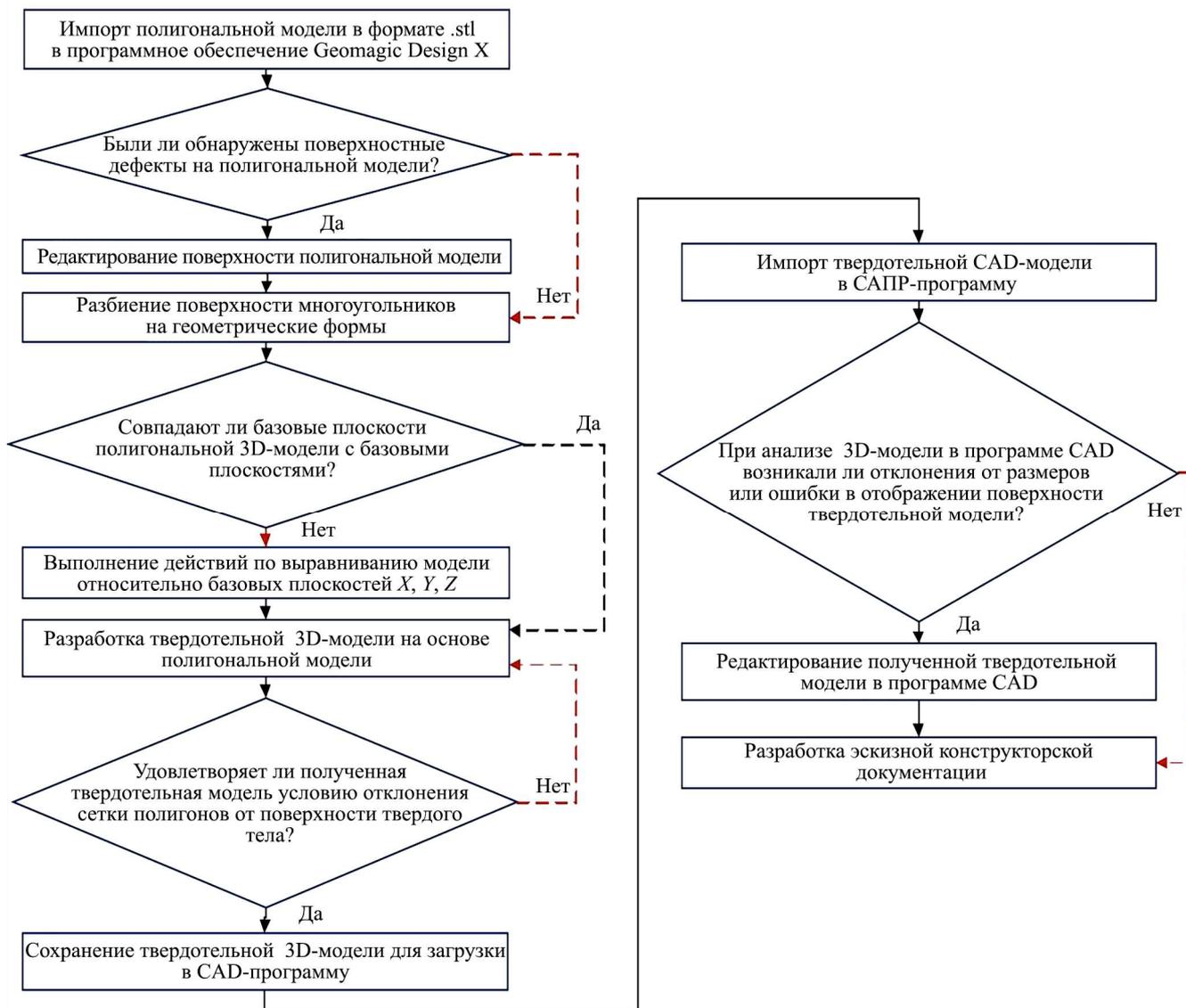


Рис. 3

Для 3D-сканирования использовался сканер Shining 3D FreeScan UE Pro (табл. 3).

Таблица 3

Параметр	Значение (режим)	
	Несколько линий, одна линия	Семь параллельных линий
Точность сканирования, мм	Больше 0,02	
Скорость сканирования, точек/с	1850000	
Максимальный диапазон сканирования, мм	600×550	
Оптимальное расстояние сканирования, мм	300	200

Для обработки полученных данных, полученных при 3D-сканировании, использовался персональный компьютер Graviton D50A со следующими характеристиками: процессор AMD Ryzen 7 5700X, 8 Core; видеокарта NVIDIA GeForce RTX 3060, 8 GB; оперативная память (RAM) 32 GB; операционная система Windows 10 (64-разрядная).

В процессе сканирования 3D-сканер отображает рисунок в виде сетки или линий на поверхности изделия. С помощью встроенных камер расстояние и положение каждой точки на сканируемой поверхности определяются изменением сетки при перемещении сканера. Это взаимодействие происходит с помощью процесса триангуляции, при котором лазерный источник, камеры сканера и изделие образуют треугольник для определения расстояния до объекта (рис. 4).

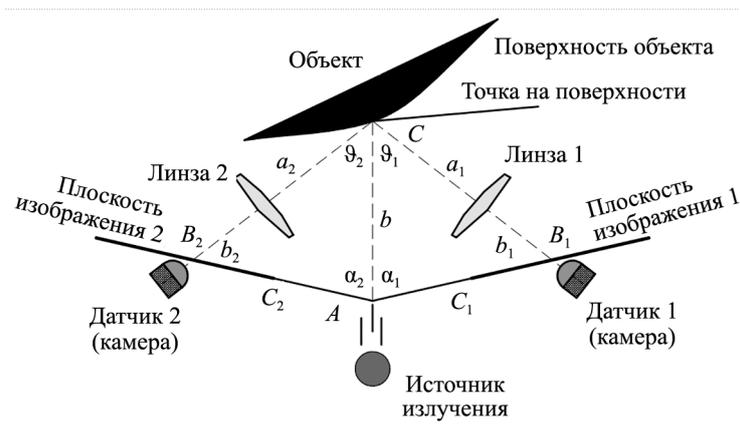


Рис. 4

В результате сканирования внешней и внутренней геометрии изделия создается трехмерное цифровое изображение объекта в виде облака точек.

Преимуществом использования лазерного сканера является его высокая точность (до 20 мкм) и скорость сканирования. Кроме того, в большинстве случаев при сканировании металлических поверхностей лазерное сканирование, в отличие от светового сканирования, не требует матирования внешних бликующих поверхностей.

В качестве настроек для лазерного 3D-сканирования использовались различные режимы отображения лазерного излучения на поверхности объекта, было задано расстояние между точками полигональной сетки – 0,2 мм. Тип сканируемой поверхности матовый, настройка экспозиции подбиралась с помощью программы автоматически (70 %). Настройки параметров сканирования осуществлялись посредством программного обеспечения FreeScan.

После лазерного 3D-сканирования на основе полученного облака точек и его пост-обработки был получен финальный вид полигональной 3D-модели корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65. Полученная полигональная модель корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65 в дальнейшем была использована для создания твердотельных 3D-моделей в программе Geomagic Desing X.

По результатам исследования были разработаны твердотельные 3D-модели деталей узла корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65, построенные с использованием полигональной 3D-модели, полученной на этапе сканирования. Все основные операции выполнялись в программе Geomagic Design X.

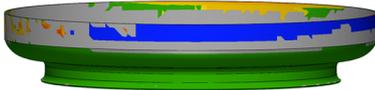
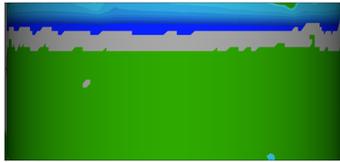
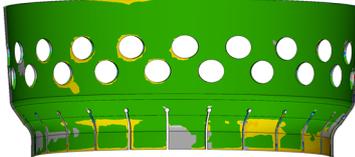
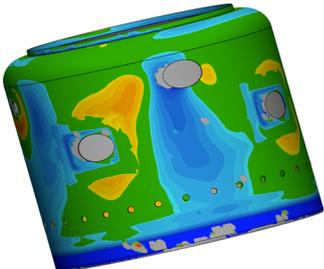
Первоначально при создании твердотельной геометрии была определена базовая деталь (нижняя обечайка), поскольку она имела наименьшие деформации и отклонения поверхности, вызванные тепловыми деформациями. Определение базовой геометрии связано с неточностью при выравнивании полигональной 3D-модели относительно базовых координат программы Geomagic Design X по (X, Y, Z) .

После нанесения основных размеров на эскиз с использованием функции «Эскиз по сетке» была создана твердотельная геометрия нижней обечайки. При переходе к следующей операции была использована функция «Отклонение для тела» для определения отклонения построенного твердого тела от сетки полигонов. При превышении порога отклонения детали в $\pm 0,5$ мм размеры эскиза корректировали до достижения наименьшего отклонения.

Далее были получены все составляющие детали корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65 в виде твердотельных 3D-моделей. Для разработанных деталей были проанализированы отклонения размеров от поверхности полигональной сетки по аналогии с деталью нижней обечайки.

Размерные отклонения твердотельных 3D-моделей деталей от поверхности полигональной сетки отображены в табл. 4.

Таблица 4

Наименование детали	Эпюра отклонений	Отклонения от поверхности полигональной сетки, мм
Обечайка нижняя	 <p style="text-align: center;">-3 1,5 0,5 0 -0,5 -1,5 -3 δ, мм</p>	-0,688...0,62
Воронка	 <p style="text-align: center;">-3 1,5 0,5 0 -0,5 -1,5 -3 δ, мм</p>	-0,88...0,84
Днище	 <p style="text-align: center;">-3 1,5 0,5 0 -0,5 -1,5 -3 δ, мм</p>	-0,32...0,28
Патрубок нижний	 <p style="text-align: center;">-3 1,5 0,5 0 -0,5 -1,5 -3 δ, мм</p>	-0,58...0,557
Воронка нижняя	 <p style="text-align: center;">-3 1,5 0,5 0 -0,5 -1,5 -3 δ, мм</p>	0,034...0,724
Обечайка (корпус)	 <p style="text-align: center;">-3 1,5 0,5 0 -0,5 -1,5 -3 δ, мм</p>	-2,23...1,31

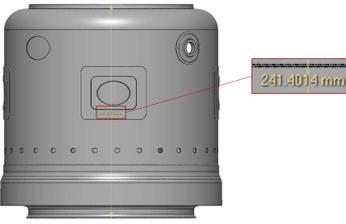
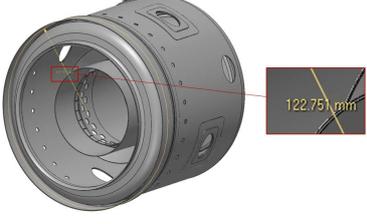
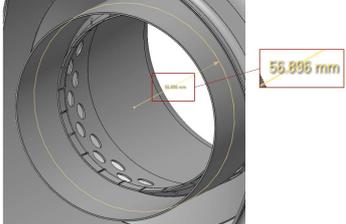
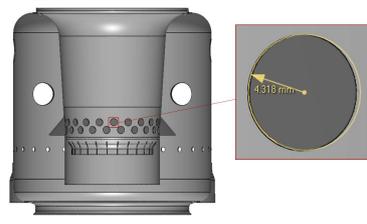
Построение твердотельных 3D-моделей обечайки, воронки, днища, нижнего патрубка, воронки нижней позволило обеспечить отклонения от поверхности сетки в пределах ± 1 мм. Данные отклонения связаны с наличием различных деформаций, возникших в процессе эксплуатации камеры сгорания, в том числе тепловых. Наибольшие отклонения ($-2,23...1,31$ мм) наблюдаются на твердотельной модели внешней обечайки. Нижняя часть корпуса (обечайки) не была полностью отображена на скане из-за детали днища, которая частично ее перекрывает.

Таким образом, при выводе эпюры отклонений для детали обечайки части корпуса нижняя его часть отображается синим цветом, что свидетельствует об отклонении от полигональной сетки модели (менее 3 мм). По аналогии также частично не были отсканированы детали патрубка нижнего и днища, закрытые с внешней стороны. Части нижнего патрубка и днища также частично не отображены на скане, поскольку были закрыты снаружи другими деталями.

Для подтверждения полученных результатов сравнивались геометрические характеристики разработанной твердотельной модели камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65 с размерами прототипа. Для этого были использованы измерительные инструменты штангенрейсмас и штангенциркуль с погрешностью 0,05 мм. Изначально были определены габаритные размеры и их отклонения с помощью штангенрейсмаса (с пределом измерения до 310 мм) и поверочной плиты.

Для определения точности построения деталей различных габаритов были оценены высота, внешний диаметр нижней обечайки, диаметр нижнего патрубка и диаметр отверстий охлаждения корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65 (табл. 5).

Таблица 5

Наименование измерения	Оценка отклонений при контактном измерении M_C , мм	Геометрические параметры в программном обеспечении Geomagic Design X	Оценка отклонений твердотельных 3D-моделей M_{GD} , мм	Разница размеров $ M_{GD} - M_C $, мм
Высота корпуса	$241,3 \pm 0,05$		241,4014	0,1014
Диаметр обечайки нижней	$245,1 \pm 0,05$		$122,751 \cdot 2 = 245,502$	0,402
Диаметр нижнего патрубка	$113,45 \pm 0,05$		$56,896 \cdot 2 = 113,795$	0,345
Диаметр отверстия охлаждения	$8,4 \pm 0,05$		$4,318 \cdot 2 = 8,636$	0,236

На основании сопоставления полученных размеров были определены отклонения, величина которых не превышала значения в 0,5 мм, что соответствует допустимым пределам точности при обратном проектировании деталей корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65.

Для применения описанной методики при разработке трехмерных твердотельных 3D-моделей объектов, требующих большей размерной точности, следует использовать меньшее заданное расстояние между точками и более мощное компьютерное оборудование для обработки данных.

При сравнительном анализе способов бесконтактного 3D-сканирования деталей было выявлено, что наиболее подходящим методом для получения полигональной 3D-модели корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65 является метод 3D-лазерного сканирования вследствие его скорости сканирования и обработки, менее жестких требований к габаритам сканируемого изделия (от 20×20×20 мм до 2×2×2 м).

В результате исследования была разработана методика получения твердотельных 3D-моделей узлов деталей газотурбинных двигателей размерами от 40×40×40 мм до 500×500×500 мм с использованием узлов деталей корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65.

При использовании методики для получения твердотельных 3D-моделей узлов деталей газотурбинных двигателей возможно добиться точности размеров деталей узлов в пределах ±1 мм. Для большей точности необходимо использовать более производительное оборудование или другие более точные методы 3D-сканирования.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках государственного задания № FSWF-2023-0014 (соглашение № 075-03-2023-383 от 18 янв. 2023 г.) в сфере научной деятельности на 2023–2025 гг.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Правительство Российской Федерации. Распоряжение от 25 июня 2022 г. № 1693-р [Электронный ресурс]. URL: <http://government.ru/docs/all/141773/> (дата обращения: 16.06.2025).
2. *Капогузов Е.А.* Импортозависимость российской гражданской авиационной промышленности // Вестник Томского государственного университета. Экономика. 2022. № 58. С. 58–76.
3. Нормы летной годности [Электронный ресурс]. URL: <https://favt.gov.ru/sertifikaciya-avia-tehnika-sertifikaciya-tipa-avia-tehnika-zakony-pravila-dokumenty/?id=5498> (дата обращения: 16.06.2025).
4. *Haleem A., Javaid M.* Additive Manufacturing Applications in Industry 4.0: A Review // Journal of Industrial Integration and Management. 2019. Vol. 4. Iss. 4. Article № 1930001.
5. *Ali A. et al.* Comparative Analysis of Different Rapid Prototyping Techniques for Making Intricately Shaped Structure // Journal of Industrial Integration and Management. 2020. Vol. 5. Iss. 3. P. 393–407.
6. *Булат П.В., Вокин Л.О., Чернышов П.С.* Исследование применимости моделей турбулентности для расчетов центробежного компрессора микротурбинного двигателя в условиях ламинарно-турбулентного перехода // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 57–63.
7. *Вятков В.В. и др.* К вопросу выбора методики моделирования рабочего процесса малоразмерного газотурбинного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 112–118.
8. Турбореактивный двигатель ТД30 (СКБ «Турбина») [Электронный ресурс]. URL: <https://missiles.ru/2017/09/27/turboreaktivnyi-dvigatel-td30/> (дата обращения: 16.06.2025).
9. *Ступеньков М.И.* Предложения ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» по типоразмерному ряду авиационных двигателей [Электронный ресурс]. URL: <https://aviatp.ru/files/aviaevents-2020/Army2020/Stupenkov.pdf> (дата обращения: 16.06.2025).
10. PBS TJ40-G2 [Electronical Resource]. URL: <https://www.pbsaerospace.com/aerospace-products/engines/turbojet-engines/tj-40-turbojet-engine-1> (дата обращения: 16.06.2025).
11. JetCat P120 User Manual [Electronical Resource]. URL: <https://www.easymanua.ls/jetcat/p120/manual> (дата обращения: 16.06.2025).
12. Wren Turbines 44 Gold Kerosene Starting Turbine Engine Operator's Manual [Electronical Resource]. URL: <https://manualzz.com/doc/23171806/wren-44-gold> (дата обращения: 16.06.2025).
13. Турбореактивный двигатель ХН-1000N с тягой 100 кг [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.militarydrones.org.cn/turbojet-engine-for-target-drone-p00299p1.html> (дата обращения: 16.06.2025).
14. TA14 [Электронный ресурс] URL: <https://aerosila.ru/products/vspomogatelnye-gazoturbinnye-dvigateli/ta14-ta14-130> (дата обращения: 16.06.2025).
15. Aircraft APU [Electronical Resource]. URL: <https://www.aeroexpo.online/prod/jakadofsky-gmbh/product-181337-72831.html> (дата обращения: 16.06.2025).

16. SAFIR 5K/G MI APU [Electronical Resource]. URL: <https://pbs.cz/en/Aerospace/Auxiliary-Power-Units/SAFIR-5K-G-MI> (дата обращения: 16.06.2025).
17. ARC: Micro Turbine Generator [Electronical Resource]. URL: <https://fusionflight.com/arc/> (дата обращения: 16.06.2025).
18. C65 [Electronical Resource]. URL: <https://www.capstonegreenenergy.com/products/capstone-microturbines/c65> (дата обращения: 16.06.2025).

Поступила в редакцию 16.07.25

После доработки 27.07.25

Принята к публикации 30.07.25

Development of a Methodology for Generating Solid 3D Models of Gas Turbine Engine Components Using the 3D Scanning

S.K. OSIPOV, G.A. GERTSOVSKII, A.N. ROGALEV,
I.A. MILYUKOV, AND A.N. VEGERA

NRU “MPEI”, Moscow

A methodology was developed for generating solid 3D models of various gas turbine engine components with dimensions ranging from 40×40×40 mm to 500×500×500 mm. The combustion chamber casing of the Capstone C65 micro gas turbine unit was investigated whose geometric characteristics and operating principle are close to those of the combustion chamber casings of auxiliary power units and turbojet engines of unmanned aerial vehicles. Based on the results of the study, a methodology was developed that includes the determination of optimal 3D scanning parameters in order to reduce the scanning time and improve polygonal mesh detailing. Recommendations are provided for determining geometric parameters and constructing solid 3D models in the process of reverse engineering for gas turbine engine components with an accuracy of ± 1 mm.

Reverse engineering, gas turbine engines, combustion chamber, 3D scanning, point cloud, polygonal modeling, 3D modeling