

УДК 621.432.3

А. В. БЕЛОГУБ, Р. Я. АЛЬПЕРИН, А. В. ШАИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ ДВС С ВОЗДУШНЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В работе проведен анализ возможности улучшения конструкции основных деталей малоразмерного поршневого двигателя с воздушным охлаждением. Приведены результаты моделирования параметров рабочего процесса для дальнейшего прочностного анализа. Разработаны трехмерные твердотельные модели деталей прототипа и предлагаемой конструкции. Показаны результаты сравнительного моделирования напряженного состояния шатунно-поршневой группы. Показано, что изменение конструкции и замена материалов позволяют существенно снизить массу двигателя при сохранении прочности и жесткости. Снижение массы двигателя на 46%, снижение массы подвижных деталей – 36%.

Ключевые слова: двигатель, воздушное охлаждение, напряженное состояние, запас прочности, масса деталей и узлов.

Введение

В настоящее время существенно возрос интерес к беспилотным летательным аппаратам (БПЛА), предназначенных для выполнения различных задач – от военной разведки, контроля газо- и нефтепроводов, противопожарного контроля до различных моделей самолетов и вертолетов, предназначенных для проведения досуга. Так в США разработано более 30 моделей БПЛА, в России – более 35, в Германии и Франции – более 50. Как минимум половина из них – сверхлегкие самолеты с поршневыми двигателями. В Украине разработано 13 беспилотных летательных аппаратов [1]. В 2005 году в США принята «дорожная карта» развития беспилотной авиации [2], в которой применению поршневых двигателей уделено достаточно много внимания в связи с их высокой экономичностью.

Применяемые на этих аппаратах поршневые двигатели, как правило, не специально разработанные, а адаптированные от наземной техники (эксплуатируемых, как правило, на частичных режимах) или авиамоделей с невысокими требованиями к надежности. В связи с этим разработка поршневого двигателя специально для БПЛА является актуальной задачей. Анализ выполненных конструкций БПЛА не выявил отчетливой тенденции к максимально потребному (по мощности) двигателю для них, т.к. для разных задач построены разные аппараты массой от десятков грамм до десятков тонн. В связи с этим нами к разработке принят двигатель рабочим объемом до 100 см³, который может быть применен в легких разведывательных БПЛА с полезной нагрузкой 10-15 кг в зависимости от выпол-

няемой задачи.

Весьма актуально для такой разработки является использование деталей и агрегатов, производство которых требует специальных технологий. Для поршневых двигателей такими деталями являются, например, клапаны, поршневые кольца, современные системы питания и др. Именно с этой точки зрения в качестве прототипа выбран двигатель наземного назначения Alpha 110cc TMMR предназначенный для использования на скутерах.

Формулирование проблемы

При разработке двигателя авиационного применения, в том числе и для БПЛА можно выделить три основные взаимосвязанные проблемы, решать которые следует совместно:

- снижение расхода топлива;
- снижение массы двигателя;
- уменьшение миделя.

В настоящей работе акцент сделан на снижение массы и миделя двигателя путем перекомпоновки некоторых узлов и оптимизации конструкции коленчатого вала и деталей шатунно-поршневой группы (ШППГ). Результаты работы, направленные на оптимизацию цилиндра и головки, связанные с моделированием теплового состояния и обдувом с учетом [3] – будут представлены позднее.

Цели и задачи исследования

Целью настоящей работы является минимизация массы и миделя ДВС с сохранением его параметров по мощности и расходу топлива (т.е. без из-

менения параметров рабочего процесса).

Для достижения поставленной цели в настоящей работе были поставлены и решены следующие задачи:

1. Приняты и рассчитаны основные рабочие и конструктивные параметры двигателя.
2. Разработана упрощенная 3-D модель прототипа и его деталей.
3. Разработана подробная 3-D модель предлагаемого двигателя.
4. Проведено уравнивание двигателя.
5. Оптимизированы (по массе и запасам прочности) детали ШППГ.

С целью получения достоверных результатов по анализу напряжений и запасов прочности – 3-D модели деталей кривошипно-шатунного механизма и поршневой группы прототипа выполнены доста-

точно подробно. Модели остальных деталей – достаточными для сравнения габаритов и массы.

Выбор и расчет основных параметров

В таблице 1 приведены параметры, принятые для разработки и рассчитанные в пакете «Дизель РК» [4]. На рис. 1 и 2 показаны индикаторные диаграммы и совмещенные с винтовой характеристикой внешняя и частичные скоростные характеристики двигателя. Параметры режима максимальной мощности использованы для моделирования напряженного состояния рассматриваемых деталей.

Остальные данные из характеристики по рис. 2 будут использоваться при разработке динамической модели двигателя для синтеза системы управления подачей топлива и углом опережения зажигания.

Таблица 1

Основные параметры двигателя

Параметр	Значение	Аргументы, принятые во внимание при выборе параметра
Рабочий объем, см ³	100	см. выше
Степень сжатия	10	По прототипу
Частота вращения винта на взлетном режиме, мин ⁻¹	8000	Выбор винта
Цикл	4-тактный	Экономичность
Смесеобразование	Внешнее	Простота осуществления
Число цилиндров	1	Простота конструкции, меньшая удельная масса при прочих равных условиях
Число клапанов на цилиндр	2	Простота конструкции
Диаметр цилиндра/ход поршня, мм/мм	52/47	Наличие большого количества производителей поршневых колец указанного диаметра
Охлаждение	Воздушное	Есть возможность обдува от винта
Максимальная мощность на высоте 1000 м, кВт	7	Расчет «Дизель РК»
Фазы газораспределения Впускной клапан, Выпускной клапан	20-45 45-20	Максимальная мощность на режиме полного дросселя на заданной высоте (оптимизация в пакете «Дизель РК»)

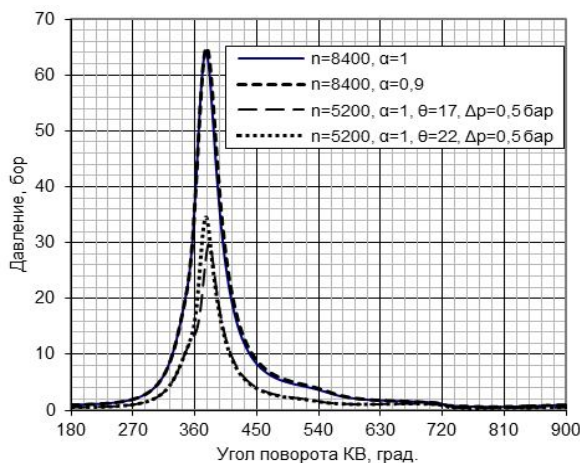


Рис. 1. Индикаторная диаграмма двигателя на различных режимах

n – частота вращения, об/мин; α – коэффициент избытка воздуха; Dp – дросселирование на входе; Θ – угол опережения зажигания

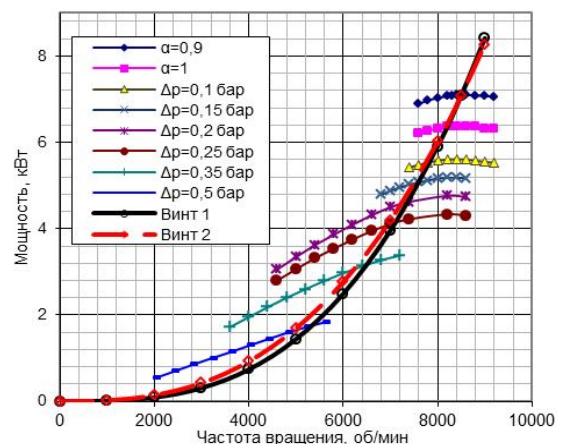


Рис. 2. Характеристики двигателя и винтов

Конструкция

Конструктивно двигатель (рис. 3) представляет собой одноцилиндровый двигатель воздушного охлаждения с двух клапанным газораспределением и верхним расположением кулачкового вала. Привод кулачкового вала (рис. 3 б) в отличие от прототипа приводится зубчатым ремнем, что для БПЛА вполне допустимо. Другими отличиями является:

- силовая схема с несущими шпильками и картером (усилие передается через 4 шпильки М6 на верхнюю половину картера, с верхней половины картера через другие 4 шпильки М6 к нижней части картера);

- система смазки (от насоса через канал картера, вдоль шпильки цилиндра в головку, далее в подшипник распределительного вала разбрызгивается валом и стекает через сливной канал головки, канал в рубашке цилиндра в картер, практически повторяя систему смазки прототипа, но с существенным изменением расположения каналов);

- крепление двигателя к раме (двигатель крепится на раму 4 шпильками М8, расположенными со стороны винта, которые также держат крышку уплотнения подшипника);

- конструкция КШМ;
- конструкция головки и цилиндра;
- конструкция картера.

На рис. 4 показаны сборные стальные (из 3-х деталей) коленчатые валы прототипа и предлагаемого двигателя.

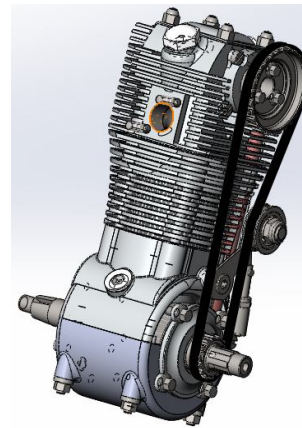
Уменьшение масс деталей цилиндропоршневой группы позволило существенно уменьшить массы противовесов и всего вала.

На рис. 5 а, б показаны цилиндры прототипа и предлагаемого двигателя. Цилиндр предлагаемого двигателя в отличие от прототипа состоит из двух частей рубашки цилиндра из алюминиевого сплава и запрессованной (или влитой) чугуновой гильзы. Это широко известное решение несколько удорожает конструкцию, но существенно снижает ее массу. Изменено ребрение цилиндра, что по предварительным оценкам термомодеформированного состояния, должно улучшить условия охлаждения и термомодеформации его зеркала.

На рис. 6 а, б показаны конструкции головок цилиндра. Предлагаемая головка состоит из двух половинок, верхней и нижней с разъемом по оси распредвала. Привод распределительного вала осуществляется с помощью зубчатого ремня, от шестерни на заднем носке коленчатого вала к шестерне на распределительном валу, против цепной передачи, у прототипа. Распредвал не отличается от прототипа, установлен на 2-х опорах, 1 шариковый и 1 роликовый подшипник.

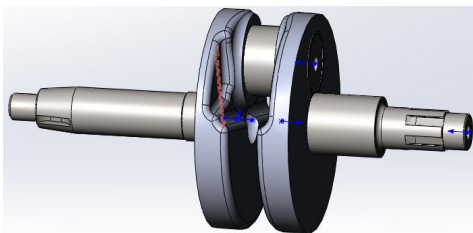


а

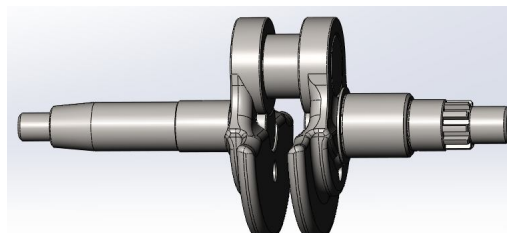


б

Рис. 3. Общий вид двигателя: а – прототип, б - предлагаемый



а



б

Рис. 4. Конструкция коленчатого вала: а – прототип; б – предлагаемый



Рис. 5. Гильзы цилиндра:
а – прототипа, б - предлагаемого

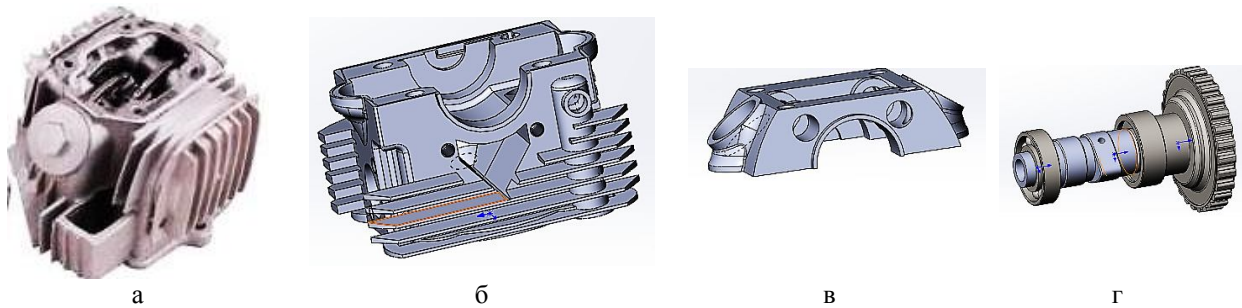


Рис. 6. Конструкция головки цилиндра:
а – прототипа в сборе, б, в, г – нижняя часть, верхняя часть и распределвал предлагаемой головки цилиндра

Более подробно остановимся на конструкции ШПГ. Предложен поршень с Т-образной юбкой вместо цилиндрической; шатун из алюминиевого сплава вместо стального; изменена длина и геометрия внутренней поверхности пальца (рис. 7 а, б). Проведено моделирование напряженного состояния ШПГ прототипа и предлагаемого двигателя. Система закреплений (рис. 7 в) и параметры нагружения выбраны согласно рекомендаций [5], соответствуют максимальной мощности (и частоте вращения, см.

таблицу 1). Максимальное давление в цилиндре на этом режиме составляет 6,4 Мпа. Конструктивные элементы деталей ШПГ выбирались такими, чтобы запасы прочности прототипа и предлагаемого – были близкими (новые детали должны быть «не хуже, чем» детали прототипа). Поля эквивалентных напряжений по фон Мизесу приведенные на рис. 7 г, д показывают такую тенденцию. Шкалы напряжений (рис. 7 г, д) разные и отличаются в 1,7 раза.

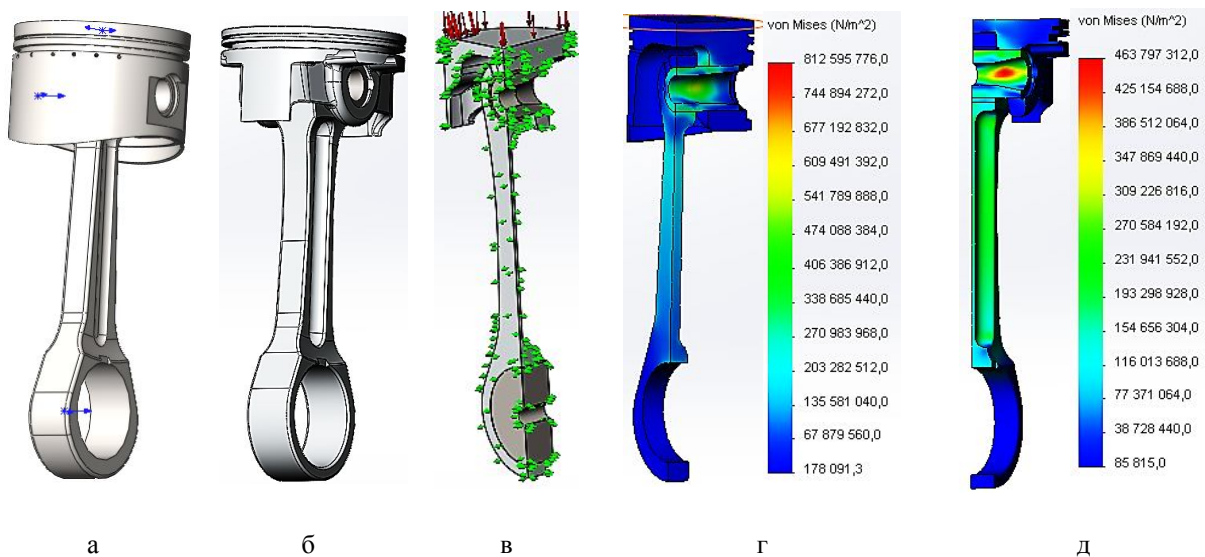


Рис. 7. Шатунно-поршневая группа:
а – прототип, б – предлагаемый, в – система закреплений, г – эквивалентные напряжения в прототипе, д – эквивалентные напряжения в предлагаемой конструкции

На рис. 8 и 9 приведены поля запасов прочности для деталей ШППГ. В поршне прототипа (рис. 8 а), как и ожидалось, запасы распределены существенно, неравномерно. Толщины донца и стенок юбки неоправданно большие. На бобышке, в месте опирания пальца, они малы (напряжения могут превышать напряжения пластической деформации), что может привести к локальному смятию. В длинном пальце прототипа и стальном шатуне (см. рис. 7 б, в) запасы прочности находятся на рекомендованном уровне.

В деталях ШППГ предлагаемого двигателя запасы прочности в близких точках не меньше, чем у прототипа, но распределение по детали более равномерное.

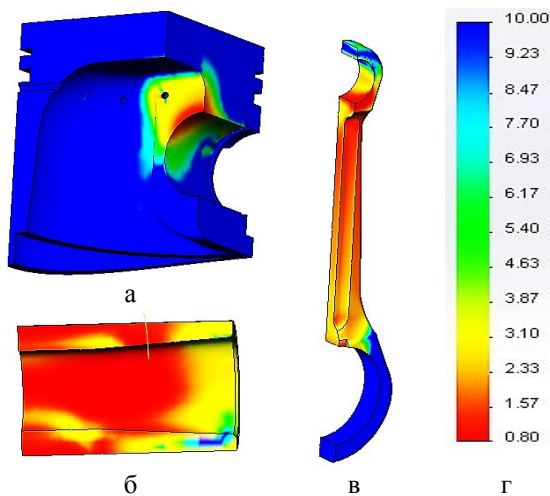


Рис. 8. Поля запасов прочности деталей прототипа:

а - поршень, б – палец, в – шатун; г – шкала запасов прочности

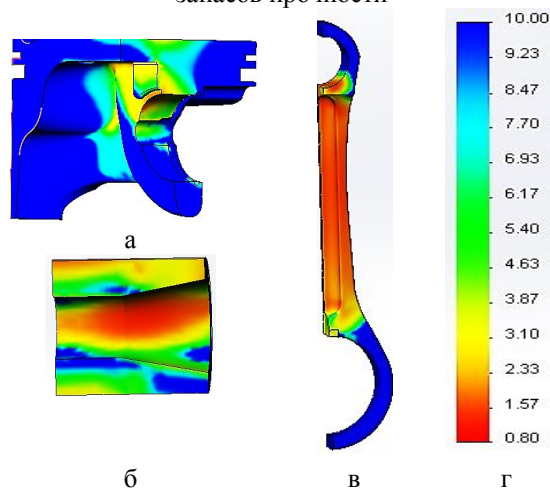


Рис. 9. Поля запасов прочности деталей предлагаемого двигателя.

Обозначения как на рис. 8

В таблице 2 приведены максимальные эквивалентные напряжения и запасы прочности исследованных деталей ШППГ. Полученный запас прочности по донцу поршня (камере сгорания) в 3,72 не учи-

тывает изменения прочностных свойств поршневого сплава с ростом температуры, которые при рабочей температуре КС составляют 260-280°C, что приведет к снижению предельных показателей прочности в 1,5...1,7 раза. Реальный запас прочности в этом случае также снизится до 1,7...2. При расчетах поршней на прочность, например, для сплава АК12М2МгН, принимают допустимые эквивалентные напряжения – 120 МПа при $\sigma_b = 190$ МПа в холодном состоянии.

Таблица 2

Эквивалентные напряжения и запасы прочности деталей шатунно-поршневой группы

Деталь (узел)		Напряжения, МПа	Запас прочности
Поршень	КС	99,7	3,72
	Юбка	25,76	13,73
	Бобышка	272,7	1,46
Палец		463,8	1,57
Шатун	Стержень	256,62	1,71
	Нижняя головка	127,53	2,49
	Верхняя головка	186,4	1,74

В таблице 3 приведены массы некоторых деталей прототипа и предложенного двигателя. Масса подвижных деталей уменьшена на ~0,7 кг (36%), а масса двигателя – на ~2,4 кг (46%).

Снижение массы подвижных деталей дает основание надеяться на снижение механических потерь (повышение эффективного КПД двигателя).

Таблица 3

Массы основных деталей двигателя, кг

Деталь (узел)	Прототип	Предложение	Деталь (узел)	Прототип	Предложение
Картер	2,02	0,63	Поршень	0,102	0,058
Шатун	0,130	0,042	Головка (в сборе)	1,38	1,03
Коленчатый вал	1,68	1,12			

Выводы по исследованию и направления дальнейшей работы

Проведенное исследование показывает возможность существенного уменьшения массы хорошо зарекомендовавшего себя двигателя Alpha 110сс ТММР без потери прочностных свойств, что отвечает требованиям к авиационным двигателям. Очевидно, что снижение массы возможно только при

значительном изменении конструкции отдельных деталей и узлов. Дальнейшие разработки и исследования будут посвящены совершенствованию системы воздушного охлаждения путем моделирования течений охлаждающего воздуха в межреберном пространстве цилиндра и гильзы, разработке конструкции и моделированию системы управления топливоподачей и зажиганием.

Литература

1. List of unmanned aerial vehicles. From Wikipedia, the free encyclopedia [Electronic resource]. – Access mode: https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_unmanned_aerial_vehicles. – 12.01.2015.
2. Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005-2030 [Electronic resource] / United States Department

of Defense – Office of the Secretary of Defense. – Washington, DC : Author. Retrieved, 2005. – Access mode: http://www.fas.org/irp/program/collect/uav_roadmap2005.pdf. – 12.01.2015.

3. Пути модернизации поршневой группы двигателя АШ-62 [Текст] / А. В. Белогуб, В. А. Пылев, А. А. Зотов [и др.] // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2014. – № 10 (117). – С. 111–116.

4. Программный комплекс ДИЗЕЛЬ-РК [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.diesel-rk.bmstu.ru/Rus/>. – 12.01.2015.

5. Белогуб, А. В. Геометрические и силовые граничные условия при анализе напряженно-деформированного состояния поршней методом конечных элементов [Текст] / А. В. Белогуб, А. А. Зотов, М. А. Максимова // *Двигатели внутреннего сгорания*. – 2013. – № 2. – С. 70-75.

Поступила в редакцию 12.01.2015, рассмотрена на редколлегии 20.03.2015

ВДОСКОНАЛЕННЯ КОНСТРУКЦІЇ ДВЗ З ПОВІТРЯНИМ ОХОЛОДЖЕННЯМ ДЛЯ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

О. В. Білогуб, Р. Я. Альперін, А. В. Шаїн

В роботі проведено аналіз можливості поліпшення конструкції основних деталей малорозмірного поршневого двигуна з повітряним охолодженням. Наведено результати моделювання параметрів робочого процесу для подальшого аналізу міцності. Наведено тривимірні твердотільні моделі деталей прототипу і пропонуваної конструкції. Показано результати порівняльного моделювання напруженого стану шатунно-поршнєвої групи. Показано, що зміна конструкції і заміна матеріалів дозволяють істотно знизити масу двигуна при збереженні міцності і жорсткості. Маса двигуна знижена на 46%, маса рухомих деталей – на 36%.

Ключові слова: двигун, повітряне охолодження, напружений стан, запас міцності, маса деталей і вузлів.

OPTIMISATION OF AIR-COOLED PISTON ENGINE FOR UAVS

O. V. Bilohub, R. Ya. Alperin, A. V. Shain

The paper deals with the improving design of components of low-sized air-cooled piston engine. The optimization was carried out basing the modeling of operational process for further strength analysis. 3D models of initial and optimized engine components are presented in the paper. The results of comparative stress-strain analysis of rod assembly has revealed that made modifications of design and application of different materials reduce mass of engine keeping its strength and rigidity at the same level. Made modifications have reduced engine mass by 46% and mass of moving parts by 36%.

Keywords: engine, air cooling system, stress state, safety factor, mass of parts and components.

Белогуб Александр Витальевич – д-р техн. наук, профессор кафедры конструкций авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: a_belogub@mail.ru

Альперин Роман Ярославович – студент кафедры конструкции авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: alperinroman@gmail.com

Шаин Андрей Владиславович – студент кафедры конструкции авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: andreyshainmt202493@gmail.com