

УДК 621.454.034.002

**М. В. АНДРИЕВСКИЙ^{1,2}, Ю. А. МИТИКОВ¹,
С. В. АДЖАМСКИЙ^{1,2}, Д. А. ШАМРОВСКИЙ²**¹ *Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Украина*² *Space Systems Engineering, Украина*

ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА КАМЕР СГОРАНИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассмотрено применение аддитивных технологий для производства камеры сгорания ракетного двигателя тягой 350 кг и давлением 1,4 МПа. Материал камеры - жаропрочная сталь на основе никеля Inconel 718 (отечественный аналог ХН60МВТЮ). Приведена конструкция камеры, ее членение на составляющие и технология сборки. Представлено сравнение структур стали, изготовленных прокатным и аддитивным способами после прохождения огневых испытаний. Определена пористость материала. Проведено сравнение классической технологии изготовления камеры и аддитивной. Показана перспективность аддитивных технологий для изготовления сложных теплонапряженных конструкций камер сгорания.

Ключевые слова: камера ракетного двигателя, аддитивное производство, металлографический анализ.

Введение

В последнее время все больше стран выходят на рынок пусковых услуг (Индия, Китай). Более того, в конкурентную борьбу вступают частные компании, такие как SpaceX, Orbital Sciences Corporation, Blue Origin, Rocket Lab и FireFly. В этой борьбе побеждают те компании, которые предлагают минимальную стоимость вывода за 1 кг полезного груза при требуемой надежности. Стоимость выведения полезного груза напрямую зависит от инновационного качества проектирования, и, как следствие, от совершенства технологии производства наиболее дорогостоящих узлов.

Как известно, самой дорогой частью ракеты-носителя (РН) являются ее двигатели. Их цена достигает 40% стоимости РН [1]. Одним из наиболее сложных элементов ракетного двигателя в производстве является регенеративно охлаждаемая камера сгорания (КС). Сложность ее изготовления обусловлена необходимостью выполнения тонкостенных оболочек со спиральными ребрами и последующим формированием внешней стенки, что представляет собой сложный технологический процесс.

На данный момент существует несколько наиболее распространенных технологий изготовления КС. На территории стран СНГ наибольшее распространение получили КС с фрезерованными каналами охлаждения и паяной внешней стенкой [2].

Данный технологический процесс представляет собой следующую цепочку: с помощью ротационной вытяжки либо методом штамповки формируется необходимая геометрия сегментов камеры с припусками под дальнейшую механическую обработку. Далее выполняется фрезерование спиральных каналов и последующая пайка внешнего гладкостенного кожуха во вращающейся вакуумной печи [3]. После чего все сегменты камеры поэтапно собираются и свариваются в среде инертных газов в единый узел.

На территории Соединенных Штатов Америки большое распространение получили трубчатые КС (F1, J2), где каналы КС представлены в виде спаянных вместе трубок с изменяемой геометрией и камеры с наружной стенкой выполненной гальваническим методом [4].

Все перечисленные выше методы обладают рядом недостатков. В первую очередь надо отметить необходимость большого количества специального оборудования и оснастки, сложность отработки технологии, высокую вероятность брака, обусловленную огромным количеством технологических операций и, как следствие, дороговизну изготовления.

В последнее время, в машиностроении начал активно развиваться и внедряться целый ряд технологий аддитивного производства как альтернатива традиционным подходам.

В статье рассматриваются особенности применения одной из таких технологий для производства регенеративно охлаждаемых КС ракетных двигате-

лей - технологию селективного лазерного плавления порошков металлов (SLM). Для решения этой задачи была спроектирована конструкция, и изготовлена камера ракетного двигателя тягой 350 кг, было проведено ряд огневых испытаний, выполнена дефектация и металлографический анализ структуры материала изделия [5].

Суть метода селективного лазерного плавления металла (SLM)

SLM является инновационной технологией производства сложных изделий посредством лазерного плавления металлического порошка по 3D моделям, сделанным в CAD системах. На рис. 1 представлена принципиальная схема работы 3D принтера. Процесс плавления в таком оборудовании генерирует детали сложной геометрии слой за слоем, используя 3D модели в качестве исходной информации. Толщина слоя лежит в пределах от 15 до 150 мкм в зависимости от используемого материала [6].

Для плавления металла в виде порошка, используют иттербиевые (ytterbium) волоконные лазера мощностью от 200 до 1000 Вт, излучение которых с помощью зеркал на быстродействующем приводе фокусирует в необходимое место формирования контура детали [7].

Каждый последующий слой получают методом опускания платформы с изготавливаемой деталью на величину равную высоте слоя. После этого с подающего бункера приводным лезвием наносится слой нового порошка.

Весь цикл повторяется до момента полного формирования детали по всей высоте.

В случае использования технологии 3D печати можно получать детали довольно сложной геометрии при сохранении механических свойств материала. Как видно из таблицы 1, механические свойства образцов, изготовленных по технологии 3D печати, не уступают образцам, изготовленных литьем. Более того, в некоторых случаях даже превосходят их [8].

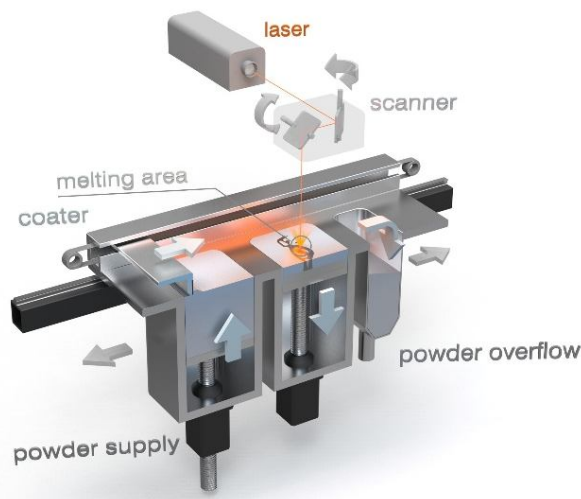


Рис. 1. Принципиальная схема работы 3D принтера

Описание конструкции камеры

Разработанная и изготовленная конструкция представляет собой регенеративно охлаждаемую камеру сгорания со спиральными рёбрами, имеющими угол наклона к продольной оси 74°. В качестве материала для изготовления камеры была выбрана жаропрочная сталь Inconel 718 (аналог отечественному ХН60МВТЮ). На рис. 2 представлена 3D модель разработанной камеры.

На рис. 3 представлены детали, которые были изготовлены методом 3D печати и общая схема сборки камеры. Внешняя стенка на деталях 1 и 3 показана полупрозрачной. Сборка двигателя осуществляется сваркой в такой последовательности:

1. Свариваются детали 5 и 6.
2. После закладки катализатора, выполняется внутренний сварной шов между образовавшейся подборокой из деталей 5-6 и деталью 3.
3. Тракт охлаждения закрывается полукольцами 4 и выполняются внешние сварные швы.

Таблица 1

Механические характеристики материала

Материал	Ti64		AlSi10Mg		Inconel 718		Inconel 625	
	SLM	Лит	SLM	Лит	SLM	Лит.	SLM	Лит
σ_B [МПа]	1040	895	315	260	1300	1551	940	827
	-	-	-	-	-	-	-	-
σ_{02} [МПа]	1080	1000	355	340	1500	-	140	1034
	980	828	215	220	1050	1393	620	620
ϵ %	-	-	-	-	-	-	-	-
	1020	910	235	280	1250	-	820	820
ϵ %	15	10	9	2	12	16	30	30
	-	-	-	-	-	-	-	-
	-	18	13	6	18	-	40	55



Рис. 2. Разработанная камера ракетного двигателя

4. Выполняется сварной шов сборки форсуночной головки и камеры сгорания.

5. Тракт охлаждения закрывается полукольцами 2 с последующим выполнением внешних сварных швов.

Принимая во внимание существенную сложность, высокую трудоемкость и дороговизну традиционных способов производства регенеративно охлаждаемых камер ракетного двигателя, было принято решение отработать технологию и изготавливать камеру аддитивным способом, оставив припуски под механическую обработку сопрягаемых поверхностей и сварных швов. Внутренняя поверхность камеры сгорания после печати доводилась до требуемой чистоты методом шлифовки.

Результаты

В результате была получена опытная конструкция камеры ракетного двигателя, которая прошла ряд успешных огневых испытаний на различных режимах. После испытаний была проведена дефектация узла и выполнен металлографический анализ. На рис. 4 показан поперечный разрез камеры, прошедшей огневые испытания. Нумерация деталей соответствует нумерации на рис. 3.

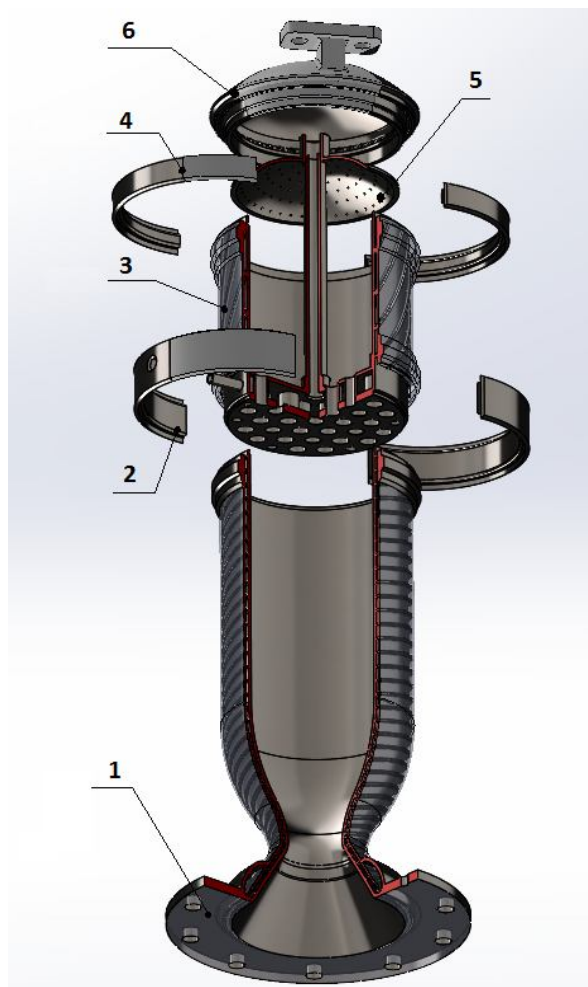


Рис. 3. Схема сборки камеры:
1 – камера сгорания; 2, 4 – соединительные полукольца; 3 – форсуночная головка с камерой разложения; 5 – распределительная решётка; 6 – крышка

Также, был выполнен сравнительный металлографический анализ материала с целью убедиться в качестве деталей, изготавливаемых методом 3Д печати. На рис. 5 представлены результаты металлографии образцов, изготовленных прокатным способом и методом 3Д печати.

Как видно из рис. 5, в образце, изготовленном по методу 3Д печати, присутствуют микропоры. Был проведён анализ пористости материала изготовленного двигателя по зависимости:

$$\Pi = \left(1 - \frac{\rho_v}{\rho_t}\right) \cdot 100\%, \quad (1)$$

где ρ_v – фактическая плотность материала, определённая как фактическая масса образца к фактической плотности.

ρ_t – справочная плотность материала.

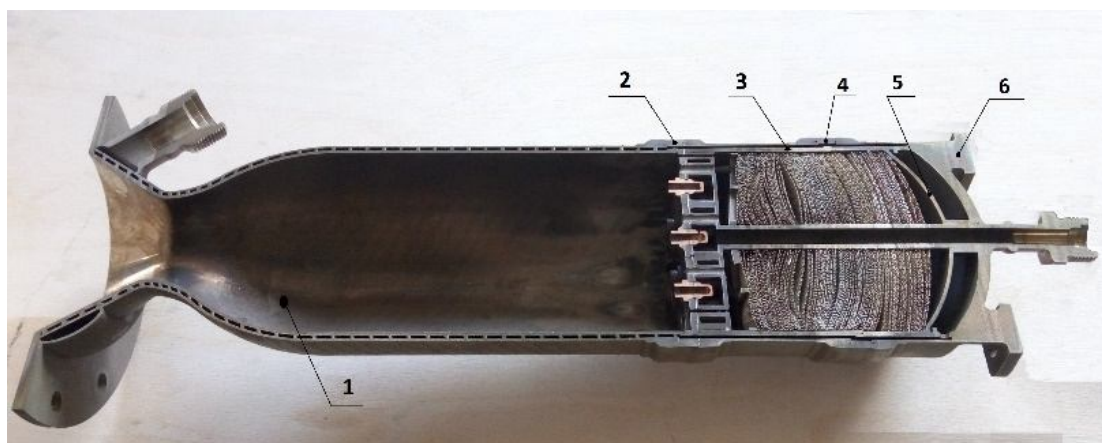


Рис. 4. Разрез камеры двигателя после прохождения огневых испытаний

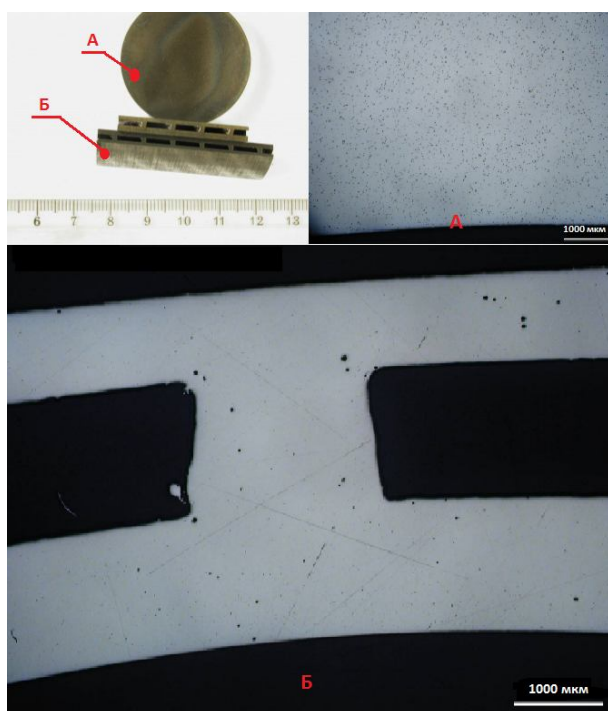


Рис. 5. Металлография образцов:
 А – образец материала Inconel 718, полученный методом прокатки; Б – фрагмент камеры двигателя после огневых испытаний

Величина пористости материала составила от 1 до 3%. Необходимо заметить, что данная степень пористости не оказала заметного влияния на механические свойства материала. Также по результатам проведения огневых испытаний было установлено, что влияние высокотемпературных продуктов сгорания не привело к вскрытию поверхностных микропор.

В таблице 2 представлены трудозатраты на производство близких по своим габаритам КС традиционным способом и методом 3Д печати.

Таблица 2

Таблица сравнения технологий изготовления камер сгорания

Технология	Классический метод	3Д печать
Закрепленное оборудование (ед.)	23	5
Кол-во квалифицированных специалистов (чел.)	38	6
Время полного технологического цикла (недель)	22-24	3-4
Кол-во основных тех. операций	13	4
Кол-во составных узлов (шт.)	49	6
Себестоимость изделия (\$)	35000	3000

Выводы

В результате работ была получена работоспособная конструкция камеры двигателя тягой 350 кг, изготовленная из материала Inconel 718 методом селективного лазерного спекания метала. Данная камера прошла ряд огневых испытаний, что позволило сделать следующие выводы:

1. Аддитивные технологии являются перспективными для изготовления КС ракетных двигателей. Применение технологии ограничивается только габаритами рабочей области существующих 3Д принтеров.

2. Аддитивные технологии позволяют существенно сократить цикл изготовления опытных конструкций и объем необходимой конструкторской документации.

3. Для производства КС таким способом необходимо значительно меньшее количество оборудо-

вания и технологических приспособлений, что позволяет существенно сократить время производства, увеличить гибкость производства и значительно снизить стоимость изделий в целом.

4. Внесение изменений в конструкцию, что имеет место в ходе разработки, не приводит к необходимости переоснащения производства.

5. Появляется возможность отказаться от сложных технологических процессов выполнения тракта охлаждения.

Литература

1. Дегтярев, А. В. *Ракета космического назначения сверхмалого класса [Текст]* / А. В. Дегтярев, А. П. Кушнарев, Д. А. Попов // *Космическая техника. Ракетное вооружение.* – Днепр, Украина, 2014. – № 1. – С. 14–20.

2. Сиярев, Г. Б. *Жидкостные ракетные двигатели: теория и проектирование [Текст]* / Г. Б. Сиярев, М. В. Добровольский. – М.: Оборонная Промышленность, 1957. – 588 с.

3. Воробей, В. В. *Технология производства жидкостных ракетных двигателей [Текст]* / В. В. Воробей, В. Е. Логинов. – М.: Изд-во МАИ, 2001. – 496 с.

4. Huzel, D. K. *Design of Liquid Propellant Rocket Engines [Text]* / D. K. Huzel, D. H. Huang. – Huston: National Aerospace And Space Administration, 1967. – 461 p.

5. Excell, Jon. *The rise of additive manufacturing [Electronic resource]* / Jon Excell, Nathan Stuart. – Access mode: <http://www.theengineer.co.uk/in-depth/the-big-story/the-rise-of-additive-manufacturing/1002560.article>. – 15.07.2017.

6. ConceptLaser a GE Additive company [Electronic resource]. – Access mode: <https://www.concept-laser.de/en/technology.html>. – 15.07.2017.

7. Williams, C. B. *Towards the design of a layer-based additive manufacturing process for the realization of metal parts of designed mesostructured [Text]* /

C. B. Williams, F. Mistree, D. W. Rosen // *Proc. 16th Solid Free. Fabr. Symp.* 2005. – P. 217–230.

8. Lewandowski, J. J. *Metal Additive Manufacturing: A Review of Mechanical Properties [Text]* / J. J. Lewandowski, M. Seifi // *Annual Review of Materials Research.* – 2016. – Vol. 46. – P. 11–14.

References

1. Dehtyarev, A. V., Kushnarev, A. P., Popov, D. A. *Raketa kosmicheskogo naznachenija sverhmalogo klassa [Small launch vehicle]. Space Technology and Missile Weapons*, Dnipro, Ukraine, 2014, no. 1, pp. 14–20.

2. Snyarev, H. B., Dobrovolskiy, M. V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli teorija i proektirovanie [Theory and design of liquid propellant rocket engines]*. Moscow, Defense Industry Publ., 1957. 588 p.

3. Vorobey, V. V., Lohynov, V. E. *Tehnologija proizvodstva zhidkostnyh raketnyh dvigatelej [Production technology of liquid rocket engines]*. Moscow, Moscow Aviation University Publ., 2001. 496 p.

4. Huzel, D. K., Huang, D. H. *Design of Liquid Propellant Rocket Engines*. Huston, National Aerospace and Space Administration, 1967. 461 p.

5. Excell, Jon., Stuart, Nathan. *The rise of additive manufacturing*. Available at: <http://www.theengineer.co.uk/in-depth/the-big-story/the-rise-of-additive-manufacturing/1002560.article> (accessed 15.07.2017).

6. *ConceptLaser a GE Additive company*. Available at: <https://www.concept-laser.de/en/technology.html> (accessed 15.07.2017).

7. Williams, C. B., Mistree, F., Rosen, D. W. *Towards the design of a layer-based additive manufacturing process for the realization of metal parts of designed mesostructure. Proc. 16th Solid Free. Fabr. Symp.* 2005, pp. 217–230.

8. Lewandowski, J. J., Seifi, M. *Metal Additive Manufacturing: A Review of Mechanical Properties. Annual Review of Materials Research*, 2016, vol. 46, pp. 11–14.

Поступила в редакцию 3.10.2017, рассмотрена на редколлегии 23.11.2017

ВИКОРИСТАННЯ АДИТИВНИХ ТЕХНОЛОГІЙ ДЛЯ ВИГОТОВЛЕННЯ КАМЕР РАКЕТНОГО ДВИГУНА

М. В. Андрієвський, Ю. О. Мітіков, С. В. Аджамський, Д. А. Шамровський

Розглянуто використання адитивних технологій для виготовлення камер згоряння ракетного двигуна тягою 350 кг и тиском 1,4 МПа. Матеріал камери – жаростійка сталь на основі нікелю Inconel 718 (вітчизняний аналог ХН60МВТЮ). Приведено конструкцію камери, її членування на частини та технологію збірки. Представлено порівняння структури сталі, виготовленої прокатним способом, та зразка матеріалу, виготовленого адитивним способом після проходження циклу випробувань. Визначено пористість матеріалу. Показано порівняння класичної технології виготовлення камери та адитивної. Показано перспективність адитивних технологій для виготовлення складних теплонапружених конструкцій камер згоряння.

Ключові слова: камера ракетного двигуна, адитивне виробництво, металографічний аналіз.

USING OF ADDITIVE TECHNOLOGIES FOR MANUFACTURING OF THRUST CHAMBERS OF ROCKET ENGINES

M. Andriievskiy, Yu. Mitkov, S. Adzhamskiy, D. Shamrovskiy

Taking into account that traditional ways of manufacturing of thrust chambers are quite complex and expensive, optimization researches of this process are the most actual in aerospace industry. In a recent years additive manufacturing such as metal 3D printing has attracted attention. This article is devoted to applying of additive technologies for manufacturing of regeneratively cooled thrust chamber of rocket engine.

The reason for that interest is growing competition in providing of launch services. More and more countries appear at this market for example India, China, Japan and New Zealand. Moreover, private companies such as Space X, Blue Origin, Rocket Lab and FireFly interfere into competitive straggling. As a result, minimization of the price for 1 kg of payload becomes the most relevant.

There are two the most wide spread traditional methods of thrust chambers manufacturing: brazing, which is wide spread in post-Soviet countries and electroplating, which is popular in the USA. These two methods are quite expensive because they require a lot of different equipment, electrical energy and time. Moreover, they are very difficult for implementation and needs high-qualified specialists. This is the reason why new ways of thrust chamber manufacturing are being looked for.

In a recent decades additive manufacturing, which is known as a 3D printing, is being actively developed. Attractiveness of additive manufacturing is in possibility of producing details with difficult geometry just in one technological operation. This circumstance allows to speed up design and manufacturing process. Moreover it allows to make changes in the design process without necessity of making changes in the equipment.

This article treats possibility to use additive manufacturing for thrust chambers of rocket engines manufacturing. Regeneratively cooled combustion chamber of rocket engine with a thrust level 350 kg have been design and manufactured. It has been fired for five times with registration of all changes in the structure of combustion chamber after each firing. After the full cycle of tests metallographic analysis of the material structure have been made.

Keywords: thrust chamber, additive manufacturing, metallographic analysis.

Андрієвський Михайл Віталєвич – аспірант кафедри двигателестроєння, Дніпровський національний університет ім. О. Гончара; начальник отдела двигателестроєння, Space Systems Engineering, Днепр, Украина, e-mail: mykhailo.andriievskiy@gmail.com.

Митков Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, заведующий кафедрой двигателестроєння, Дніпровський національний університет ім. О. Гончара, Днепр, Украина, e-mail: mtikov2017@gmail.com.

Аджамський Сергєй Вікторович – аспірант кафедри космічних інформаційних технологій, Дніпровський національний університет ім. О. Гончара; директор департаменту виробництва, Space Systems Engineering, Днепр, Украина.

Шамровський Дмитрій Анатольєвич – канд. техн. наук, Space Systems Engineering, частний підприємств, Днепр, Украина.

Andriievskiy Mykhailo – Ph.D. student of the Propulsion Systems Department, Oles Honchar Dnipro National University; chief of the propulsion systems department, Space Systems Engineering Company, Dnipro, Ukraine.

Mitkov Yuri – Ph.D., Head of the Propulsion Systems Department, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine.

Adzhamskiy Sergey – Ph.D. student of the Space Information Technologies Department, Oles Honchar Dnipro National University; director of the production department, Space Systems Engineering Company, Dnipro, Ukraine.

Shamrovskiy Dmytro – Ph.D., Self-Employer, Dnipro, Ukraine.