

УДК 621.412

doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-39-46

Структурный анализ ромбического механизма с развитым шатуном вытеснительной группы двигателя Стирлинга

Г.А. Тимофеев, И.З. Катаев, Д.М. Самсоненко

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Structural analysis of a rhombic mechanism with the advanced connecting rod in the Stirling engine replacing group

G.A. Timofeev, I.Z. Kataev, D.M. Samsonenko

Bauman Moscow State Technical University

Ввиду высокой удельной теплоты сгорания ископаемое топливо на основе углеводородов считается основным источником энергии. Однако источники ископаемого топлива истощаются, вследствие чего становится все более необходимой разработка универсального двигателя, способного работать не только на различных видах ископаемого топлива, но и на возобновляемых источниках энергии. Примером такого устройства является двигатель Стирлинга бета-типа. Разработка механизма привода для такой конфигурации двигателя Стирлинга является важной составной частью проектирования энергетического агрегата в целом. Чтобы обеспечивать долговременную и безотказную работу такого двигателя, ромбический механизм привода не должен иметь избыточных связей. Создание механизма без избыточных связей является сложной задачей. Для ее решения с использованием метода графов проведен структурный анализ ромбического механизма привода с развитым шатуном вытеснительной группы.

Ключевые слова: двигатель Стирлинга, ромбический механизм, развитой шатун вытеснительной группы, структурный анализ, метод графов

Fossil fuel based on the hydrocarbons appears to be the main source of energy due to its high combustion specifics. However, the fossil fuel resources are depleting, thus making it increasingly necessary to design and develop a universal engine capable of running not only on various types of fossil fuels, but also on the renewable energy sources. An example of such an engine is the beta-type Stirling engine. Design and development of the drive mechanism for such Stirling engine configuration is an important part in designing the power unit as a whole. To ensure long-term and trouble-free operation of such an engine, the rhombic drive mechanism should not have any redundant connections. Creating a mechanism without redundant connections is a difficult task. To solve it using the graph method, structural analysis of the rhombic drive mechanism with the advanced connecting rod in the displacement group was carried out.

Keywords: Stirling engine, rhombic mechanism, advanced connecting rod in the displacement group, structural analysis, graph method

При рассмотрении возможности использования двигателя с внешним подводом теплоты, работающего по циклу Стирлинга, как источника энергии для применения на производствах гражданского и специального назначения, необходимо разработать структурную схему эффективного, долговечного и безотказного двигателя. Для реализации этих целей особое внимание следует уделить структурному анализу механизма, стремясь уменьшить или полностью устранить в нем избыточные связи (ИС).

Механизм без ИС имеет следующие преимущества перед аналогами с ИС [1]: повышенные надежность и коэффициент полезного действия (КПД), возможность увеличения допусков на изготовление звеньев и упрощенную сборку. Поиск и устранение ИС необходимо провести прежде, чем переходить к дальнейшим этапам проектирования ромбического механизма.

В качестве объекта исследования выбран ромбический механизм с развитым шатуном вытеснительной группы (ВГ). Для его структурного анализа использован достаточно эффективный и удобный метод графов, предложенный Л.А. Павловой [2], позволяющий искать и устранять ИС.

Цель работы — структурный анализ методом графов ромбического механизма с развитым шатуном ВГ, установленным в механизме привода двигателя Стирлинга.

Генераторные устройства с двигателем Стирлинга широко используют в солнечных энергетических установках на космических станциях [3], в качестве криогенных машин [4, 5], судоходстве [6], в тех областях, где отсутствуют традиционные источники энергии [7], а также для утилизации тепла, получаемого как побочный продукт, например, на тепловых электростанциях и коксовых производствах [8–10].

Область применения двигателей Стирлинга во многом обусловлена их высокой надежностью [11–13] и универсальностью используемого топлива. Устранение или уменьшение числа ИС в конструкции ромбического механизма, применяемого в приводе, позволяет увеличить его надежность, КПД и наработку на отказ всей конструкции.

Метод графов, предложенный Л.А. Павловой [2], эффективен при структурном анализе сложных механизмов. Он базируется на методе замкнутых векторных контуров, разработанном

Л.Н. Решетовым, но упрощает расчет в случае существенного увеличения числа контуров.

Теория графов [2, 14], применяемая для структурного анализа, позволяет формализовать процесс структурного анализа сложных механизмов и устранить недостатки метода замкнутых векторных контуров [1].

Рассмотрим структурную схему ромбического механизма с развитым шатуном ВГ двигателя Стирлинга (рис. 1), кинематика которого исследована в работе [15].

Структура симметричного ромбического механизма без развитых элементов, проанализирована Л.Н. Решетовым в работе [1]. Кривошипы, связанные с синхронизирующими колесами, соединены со стойкой вращательными кинематическими парами (КП) пятого класса A, A' . Аналогичными КП C, C', F, F' связаны траверсы 7 и 8 с шатунами рабочей группы (РГ) 2, 5 и развитыми шатунами ВГ 3, 6.

Кинематическими парами третьего класса связаны шатуны ВГ с кривошипами B, B' и шатунами РГ D, D' , а также штоки с траверсами M, L . Поршни ВГ и РГ между собой и со стойкой соединены КП четвертого класса K, H и G . Син-

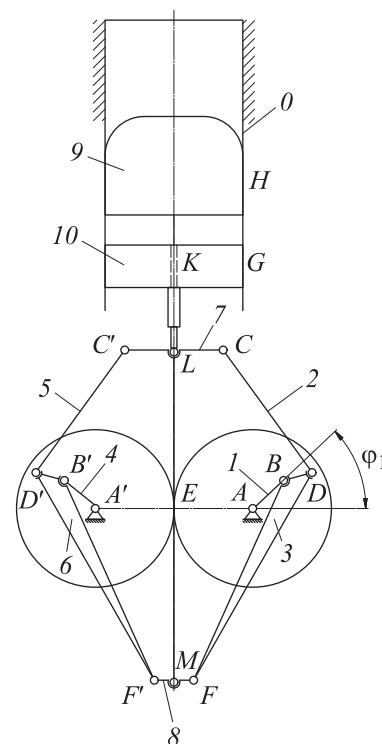


Рис. 1. Структурная схема ромбического механизма с развитым шатуном ВГ двигателя Стирлинга:
 0 — стойка; 1, 4 — кривошипы; 2, 5 — шатуны РГ;
 3, 6 — развитые шатуны ВГ; 7 и 8 — траверсы РГ и ВГ;
 9 — поршень и шток ВГ; 10 — поршень и шток РГ;
 φ_1 — обобщенная координата

хронизирующие колеса, жестко связанные с кривошипами, зацепляются КП первого класса E , реализованной в контакте бочкообразными зубьями.

Алгоритм структурного анализа различных сложных зубчатых механизмов методом графов, подробно описанный в работах [2, 16], включает в себя следующие основные шаги.

1. Построение графа механизма на основе структурной схемы. Каждое звено механизма — это вершина графа, а КП — его ребра. Каждому ребру ставится в соответствие матрица подвижности КП ($f''f'f'''$). Каждый элемент матрицы обозначает число допускаемых парой независимых линейных f' , угловых f'' и винтовых f''' перемещений.

2. Расчет числа независимых контуров графа по формуле

$$k = p - n + 1, \tag{1}$$

где p — число КП; n — число звеньев механизма.

3. Удаление из графа механизма k ребер осуществляется таким образом, чтобы в нем не осталось замкнутых контуров. Полученный остов — дерево графа.

4. Последовательное добавление по одному ребру к дереву, получение независимых контуров. Выбор первого контура так, чтобы в него входили ведущее звено и стойка.

5. Расчет для каждого контура числа подвижностей f_k и связей q_k . Определение подвижностей каждого контура по формуле

$$(W)_k = \sum_{i=1} (f)_i + (-1)(330) + (-1)(W)_0, \tag{2}$$

где $(W)_k$ — матрица подвижностей анализируемого контура; $\sum (f)_i$ — сумма матриц подвижностей КП, являющихся характеристиками контура; (330) — матрица подвижностей, обеспечивающая замыкание контура без натяга; $(W)_0$ — матрица подвижностей входного звена (основной подвижности).

6. Анализ контуров, имеющих избыточные подвижности. Определение, какие звенья или их группы имеют местную подвижность, и какого она класса:

$$(f)_r = \sum_{i=2}^{r+1} (f)_i + (-1)(330) + (-1) \sum_{j=1}^{r-1} (f)_{j \in r}, \tag{3}$$

где $(f)_r$ — матрица подвижности упорядоченной r -выборки звеньев: одного звена или же

Таблица 1

Кинематические пары ромбического механизма с развитым шатуном ВГ и матрицы их подвижностей

КП	Звенья, составляющие КП	Матрица подвижностей	Класс КП
A	0-1	(100)	V_1
B	1-3	(300)	III_1
C	2-7	(100)	V_1
D	2-3	(300)	III_1
F	3-8	(100)	V_1
A'	0-4	(100)	V_1
B'	4-6	(300)	III_1
C'	5-7	(100)	V_1
D'	5-6	(300)	III_1
F'	6-8	(100)	V_1
L	7-10	(300)	III_1
M	8-9	(300)	III_1
E	1-4	(320)	I_5
K	9-10	(110)	IV_2
H	9-0	(110)	IV_2
G	10-0	(110)	IV_2

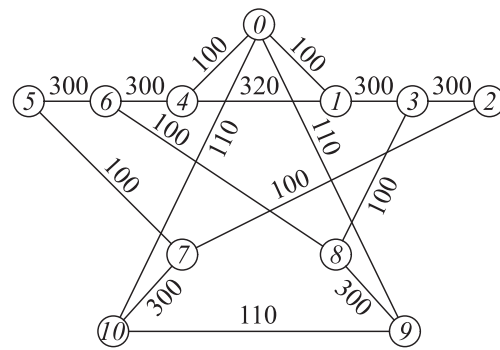


Рис. 2. Граф ромбического механизма с развитым шатуном ВГ двигателя Стирлинга

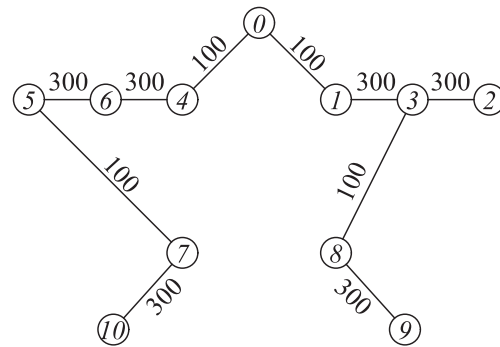


Рис. 3. Дерево графа ромбического механизма с развитым шатуном ВГ двигателя Стирлинга

группы звеньев в порядке их расположения в контуре; $\sum(f)_i$ — сумма подвижностей всех КП r -й выборки, включая крайние КП; $\sum(f)_{j \in r}$ — сумма подвижностей всех выборок звеньев от 1 до $(r-1)$.

7. Построение контурной сети, по которой часть избыточных подвижностей в одних контурах можно передать в другие контуры по правилам, предложенным в работе [16].

8. Суммирование оставшихся избыточных связей и подвижностей.

Применяя описанный алгоритм для исследуемого механизма (см. рис. 1), необходимо указать матрицы подвижностей для каждой КП, как это сделано в табл. 1, где классификация КП дана по связям [2].

На основе данных табл. 1 строим граф ромбического механизма с развитым шатуном ВГ

Таблица 2

Номер контура	Контур	КП контура	Расчет подвижностей и связей в контуре
1		A', B', D', C', L, G	$(W)_1 = (100) + (300) + (300) + (100) + (300) + (110) + (-1)(330) + (-1)(100) = (8-20)$ $4, 6 - W_0$ $6, 5 - f''$ $5, 7 - f''$ $6, 5, 7 - 2f''$ $5, 7, 10 - 2f''$
2		A', E, A	$(W)_2 = (320) + (100) + (-1)(330) = (1-10)$ $q = 0$
3		A, B, F, M, H	$(W)_3 = (300) + (100) + (300) + (110) + (-1)(330) = (5-20)$ $3, 8 - f''$ $3, 8, 9 - 2f''$
4		$A, B, D, C, E', D', B', A'$	$(W)_4 = (300) + (100) + (-1)(330) = (1-30)$ $q = 2$
5		$A, B, F, M, K, L, E', D', B', A'$	$(W)_5 = (110) + (-1)(330) = (-2-20)$ $q = 4$
6		A, B, F, F', B', A'	$(W)_6 = (100) + (-1)(330) = (-2-30)$ $q = 5$

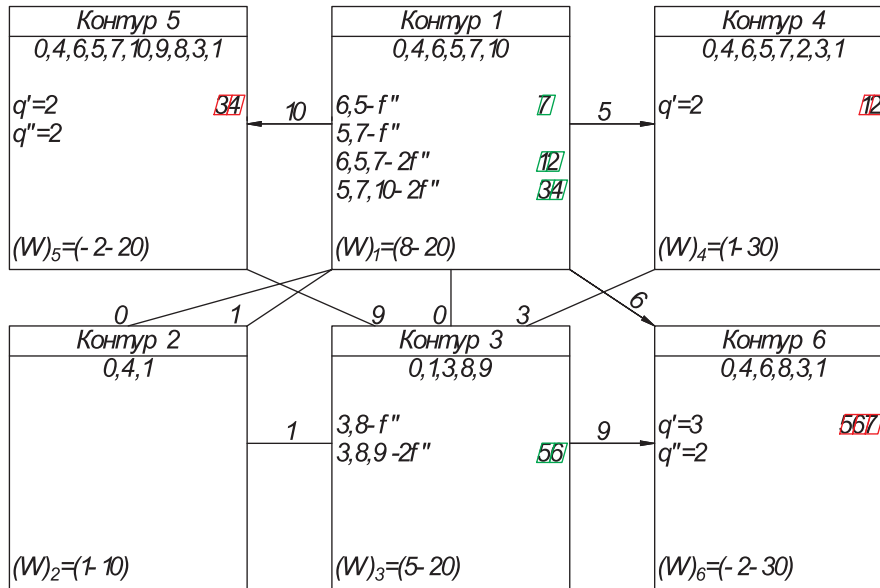


Рис. 4. Контурная сеть графа

двигателя Стирлинга, показанный на рис. 2. По формуле (1) определяем число независимых контуров.

Удаляя из графа механизма шесть ребер, получаем его дерево (рис. 3), а добавляя по одному удаленному ребру — шесть независимых контуров: $A'B'D'CLG$, $A'EA$, $ABFMH$, $ABDCC'D'B'A'$, $ABFMKLC'D'B'A'$ и $ABFF'B'A'$.

По формулам (2) и (3) рассчитываем подвижности контуров и местные подвижности звеньев, входящих в их состав. Результаты расчета приведены в табл. 2, где ребра, уже участвовавшие в расчете, перечеркнуты, а ребра, добавленные к дереву, обозначены штриховыми линиями.

Проверку расчета выполняем по выражению [2, 16]

$$W_0 + \sum_1^k f_r - \sum_1^k q_r = \sum_{j=1}^{p-k} f_{d_j} - \sum_{i=5}^5 ip_{xi}, \quad (4)$$

где W_0 — основная подвижность механизма; $\sum f_r$ и $\sum q_r$ — суммы подвижностей и ИС механизма, вычисленные по независимым контурам; $\sum f_{d_j}$ — сумма подвижностей КП, принадлежащих дереву; $\sum ip_{xi}$ — сумма КП i -го класса из числа хорд.

После подстановки данных из табл. 2 в формулу (4) получаем

$$1 + 9 - 11 = 22 - (5 \cdot 2 + 4 \cdot 3 + 1 \cdot 1) = -1.$$

Равенство выполнено, следовательно, расчет проведен верно.

Из табл. 2 следует, что контуры 1 и 3 обладают местной подвижностью. Для графа строим контурную сеть, показанную на рис. 4, где q' — число линейных ИС; q'' — число угловых ИС.

Анализируя ее по описанным ранее правилам, выясняем, что четыре линейные ИС в контурах 4 и 5 ликвидированы подвижностями контура 1. Две линейные ИС контура 6 устранены подвижностями контура 3 и одна — подвижностью контура 1.

Анализ результатов вычислений выявил, что в механизме остались четыре угловые ИС (по две связи в контурах 5 и 6), две местные угловые подвижности, расположенные на звеньях 5, 7 и 3, 8 и одна собственная подвижность $(W)_0 = 1$.

Вывод

Структурный анализ ромбического механизма с развитым шатуном ВГ двигателя Стирлинга показал, что в двигателе устранены не все ИС. Однако на практике двигатель с внешним подводом тепла должен иметь очень жесткую конструкцию [2, 17]. В случае полного устранения ИС жесткость механизма может значительно уменьшиться, что отрицательно скажется на качестве его работы и приведет к ухудшению внешней динамики. Частичное устранение ИС позволяет найти компромисс между требуемой жесткостью конструкции и точностью изготовления ее деталей [18]

Литература

- [1] Решетов Л.Н. *Самоустанавливающиеся механизмы*. Москва, Машиностроение, 1991. 288 с.
- [2] Павлова Л.А. *Метод графов в структурном исследовании пространственных механизмов*. Дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1967. 187 с.
- [3] Mason L.S. Solar Stirling for deep space applications. *AIP Conf. Proc.*, 2000, vol. 504, no. 1, pp. 1272–1277, doi: <https://doi.org/10.1063/1.1290939>
- [4] Афанасьев В.А., Цейтлин А.М., Поляков П.Б. и др. Оценка КПД криогенного двигателя Стирлинга, входящего в состав газификатора сжиженного природного газа системы питания газовым потоком судового двигателя. *Вестник Астраханского государственного технического университета. Сер. Морская техника и технология*, 2013, № 1, с. 78–83.
- [5] Афанасьев В.А., Марутов Г.А., Цейтлин А.М. Сравнение экологических и технических параметров пароконденсационных холодильных машин и газовых холодильных машин, работающих по циклу Стирлинга. *Вестник Астраханского государственного технического университета*, 2011, № 2, с. 11–15.
- [6] Хабаров О.О. Конструкции тепловых двигателей Стирлинга для судов лесосплавного флота. *Наука, техника и образование*, 2015, № 2, с. 68–70.
- [7] Карницкий В.Ю., Ботирова А.У. Эксплуатация автономных энергетических установок с двигателями Стирлинга в регионах России, где нет запасов традиционных энергоносителей. *Известия Тульского государственного университета. Технические науки*, 2018, № 12, с. 115–117.
- [8] Laazaar K., Boutammachte N. *Development of a new technique of waste heat recovery in cement plants based on Stirling engine technology*. *Appl. Therm. Eng.*, 2022, vol. 210, art. 118316, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.118316>
- [9] Мехтиев А.Д., Югай В.В., Нешина Е.Г. и др. Альтернативный источник энергии для автономных потребителей на основе низкотемпературного двигателя Стирлинга. *Вестник Южно-Уральского государственного университета. Сер. Энергетика*, 2020, т. 20, № 3, с. 78–87, doi: <https://doi.org/10.14529/power200308>
- [10] Мехтиев А.Д., Югай В.В., Алькина А.Д. и др. Микро электростанция с двигателем с внешним подводом теплоты, работающая на энергии тепловых потерь коксового производства. *Международный научно-исследовательский журнал*, 2019, № 1–1, с. 41–47, doi: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2019.79.1.007>
- [11] Круглов М.Г., ред. *Двигатели Стирлинга*. Москва, Машиностроение, 1977. 150 с.
- [12] Уокер Г. *Двигатели Стирлинга*. Москва, Машиностроение, 1986. 405 с.
- [13] Senft J.R. *Theoretical limits on the performance of Stirling*. *Int. J. Energy Res.*, 1998, vol. 22, no. 11, pp. 991–1000, doi: [https://doi.org/10.1002/\(SICI\)1099-114X\(199809\)22:11%3C991::AID-ER427%3E3.0.CO;2-U](https://doi.org/10.1002/(SICI)1099-114X(199809)22:11%3C991::AID-ER427%3E3.0.CO;2-U)
- [14] Харрисбергер Л. Обзор методов структурного синтеза трехмерных механизмов. *Конструирование и технология машиностроения*, 1965, № 2, с. 129–138.
- [15] Тимофеев Г.А., Катаев И.З. Особенности кинематики ромбических механизмов. *Инженерный вестник*, 2015, № 10, URL: <http://ainjournal.ru/doc/821242.html>
- [16] Тимофеев Г.А., Самойлова М.В. Использование метода графов в структурном анализе планетарно-волнового механизма. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2010, № 2, с. 3–14.
- [17] Тимофеев Г.А. Исследование структуры волновой зубчатой передачи с генератором волн внешнего деформирования. *Проблемы машиностроения и надежности машин*, 2016, № 3, с. 3–10.
- [18] Пейсах Э.Е., Нестеров В.А. *Система проектирования плоских рычажных механизмов*. Москва, Машиностроение, 1988. 232 с.

References

- [1] Reshetov L.N. *Samoustanavlivayushchiesya mekhanizmy* [Self-aligning mechanisms]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991. 288 p. (In Russ.).

- [2] Pavlova L.A. *Metod grafov v strukturnom issledovanii prostranstvennykh mekhanizmov*. Diss. kand. tekhn. nauk [Method of graphs in structural study of spatial mechanisms. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, Bauman MHTU Publ., 1967. 187 p. (In Russ.).
- [3] Mason L.S. *Solar Stirling for deep space applications*. AIP Conf. Proc., 2000, vol. 504, no. 1, pp. 1272–1277, doi: <https://doi.org/10.1063/1.1290939>
- [4] Afanasyev V.A., Tseytlin A.M., Polyakov P.B. et al. Evaluation of efficiency of Stirling cryogenic engine, included in the evaporator of liquefied natural gas of the system gas flow supply of the marine engine. *Vestnik Astrakhanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. Ser. Morskaya tekhnika i tekhnologiya* [Vestnik of Astrakhan State Technical University. Ser. Marine Engineering and Technologies], 2013, no. 1, pp. 78–83. (In Russ.).
- [5] Afanasyev V.A., Marutov G.A., Tseytlin A.M. Comparison of ecological and technical parameters of vapor compression and gas refrigerating machines operating on the Stirling cycle. *Vestnik Astrakhanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta* [Vestnik of Astrakhan State Technical University], 2011, no. 2, pp. 11–15. (In Russ.).
- [6] Khabarov O.O. Stirling heat engine designs for forestry vessels. *Nauka, tekhnika i obrazovanie*, 2015, no. 2, pp. 68–70. (In Russ.).
- [7] Karnitskiy V.Yu., Botirova A.U. Operation of autonomous energy installations with Stirling engines in the regions of Russia where there are no traditional energy carriers inserts. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki* [News of the Tula state university. Technical sciences], 2018, no. 12, pp. 115–117. (In Russ.).
- [8] Laazaar K., Boutammachte N. *Development of a new technique of waste heat recovery in cement plants based on Stirling engine technology*. Appl. Therm. Eng., 2022, vol. 210, art. 118316, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.118316>
- [9] Mekhtiev A.D., Yugay V.V., Neshina E.G. et al. Alternative low temperature Stirling engine based source of energy for autonomous consumers. *Vestnik Yuzhno-Uralskogo gosudarstvennogo universiteta. Ser. Energetika* [Bulletin of the South Ural State University. Ser. Power Engineering], 2020, vol. 20, no. 3, pp. 78–87, doi: <https://doi.org/10.14529/power200308> (in Russ.).
- [10] Mekhtiev A.D., Yugay V.V., Alkina A.D. et al. Micro powerplant with engine with external heat supply, working on energy of heat losses of coke production. *Mezhdunarodnyy nauchno-issledovatel'skiy zhurnal* [International Research Journal], 2019, no. 1–1, pp. 41–47, doi: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2019.79.1.007> (in Russ.).
- [11] Kruglov M.G., ed. *Dvigateli Stirlinga* [Stirling engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977. 150 p. (In Russ.).
- [12] Walker G. *Stirling engines*. Clarendon Press, 1980. 532 p. (Russ. ed.: *Dvigateli Stirlinga*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986. 405 p.)
- [13] Senft J.R. *Theoretical limits on the performance of Stirling*. Int. J. Energy Res., 1998, vol. 22, no. 11, pp. 991–1000, doi: [https://doi.org/10.1002/\(SICI\)1099-114X\(199809\)22:11%3C991::AID-ER427%3E3.0.CO;2-U](https://doi.org/10.1002/(SICI)1099-114X(199809)22:11%3C991::AID-ER427%3E3.0.CO;2-U)
- [14] Kharrisberger L. Review of methods for structural synthesis of three-dimensional mechanisms. *Konstruirovaniye i tekhnologiya mashinostroeniya*, 1965, no. 2, pp. 129–138. (In Russ.).
- [15] Timofeev G.A., Kataev I.Z. *Features of kinematics of rhombic mechanisms*. *Inzhenernyy vestnik* [Engineering Bulletin], 2015, no. 10, URL: <http://ainjournal.ru/doc/821242.html> (in Russ.).
- [16] Timofeev G.A., Samoylova M.V. Application of method of graphs for structural analysis of planetary and wave mechanism. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2010, no. 2, pp. 3–14. (In Russ.).
- [17] Timofeev G.A. Investigation of the structure of a wave gear with an external deformation wave generator. *Problemy mashinostroeniya i nadezhnosti mashin*, 2016, no. 3, pp. 3–10. (In Russ.). (Eng. version: J. Mach. Manuf. Reliab., 2016, vol. 45, no. 3, pp. 191–198, doi: <https://doi.org/10.3103/S1052618816030195>)
- [18] Peysakh E.E., Nesterov V.A. *Sistema proektirovaniya ploskikh rychazhnykh mekhanizmov* [Flat lever mechanism design system]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988. 232 p. (In Russ.).

Информация об авторах

ТИМОФЕЕВ Геннадий Алексеевич — доктор технических наук, профессор, зав. кафедрой «Теория механизмов и машин». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: timga@bmstu.ru).

КАТАЕВ Инал Заурович — аспирант кафедры «Теория механизмов и машин». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: kataev.in@yandex.ru).

САМСОНЕНКО Дмитрий Максимович — инженер-исследователь, НИИ автоматизации производственных процессов. МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: samsondm97@gmail.com).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Тимофеев Г.А., Катаев И.З., Самсоненко Д.М. Структурный анализ ромбического механизма с развитым шатуном вытеснительной группы двигателя Стирлинга. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 6, с. 39–46, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-39-46

Please cite this article in English as:

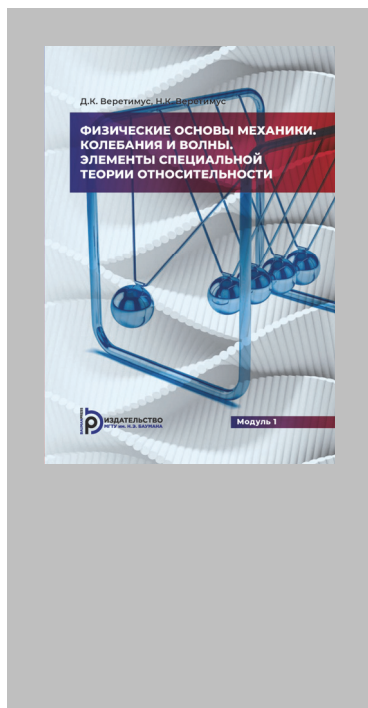
Timofeev G.A., Kataev I.Z., Samsonenko D.M. Structural analysis of a rhombic mechanism with the advanced connecting rod in the Stirling engine replacing group. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 6, pp. 39–46, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-39-46

Information about the authors

TIMOFEEV Gennady Alekseevich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Head of Theory of Mechanisms and Machines Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: timga@bmstu.ru).

KATAEV Inal Zaurovich — Postgraduate, Theory of Mechanisms and Machines Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: kataev.in@yandex.ru).

SAMSONENKO Dmitry Maksimovich — Research Engineer. Research Institute of Automation of Manufacturing Processes. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: samsondm97@gmail.com).



**Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана
предлагает читателям учебное пособие
под редакцией А.Н. Морозова**

**«Физические основы механики. Колебания
и волны. Элементы теории относительности.
Модуль 1»**

Авторы: Д.К. Веретимус, Н.К. Веретимус

Пособие предназначено для самостоятельного изучения студентами дисциплины «Физика». Рассмотрены теоретические основы следующих разделов физики: кинематика, динамика, механические колебания, волны, специальная теория относительности. Приведены базовые понятия и определения. В каждом разделе даны примеры решения тематических задач и задачи для самостоятельного решения.

Для студентов МГТУ им. Н.Э. Баумана всех специальностей.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; <https://bmstu.press>

УДК 621.91.01

doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-47-57

Измерение сил резания в процессе механической обработки керамических деталей авиационного назначения

И.Ю. Тимохин^{1,2}, А.А. Анашкина², Г.А. Харахонов², Я.О. Ермолаев²

¹ ИАТЭ НИЯУ МИФИ

² АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина»

Cutting force measurement during machining of the ceramic parts designed for aviation purposes

I.Yu. Timokhin^{1,2}, A.A. Anashkina², G.A. Kharakhonov², Ya.O. Ermolaev²

¹ OINPE NRNU MEFPI

² ORPE Technologiya named after A.G. Romashin JSC

Сила резания является важным параметром для контроля и управления процессами обработки. Разработана, сконструирована и опробована система измерения и регистрации сил резания в процессе механической обработки сложнопрофильных керамических деталей авиационного назначения, которая позволяет проводить измерения с привязкой к высоте обрабатываемого участка (к координате Z) на существующей системе числового программного управления. В качестве датчиков деформации выбраны тензорезисторы КФ5П1-5-200 с полномостовой схемой подключения. Проведена оценка деформации корпуса шлифовального шпинделя специального станка с числовым программным управлением СА950С30Ф4К.01 под действием радиальной составляющей силы резания, и определена зона максимальных напряжений, где были установлены тензорезисторы. Выполнено тарирование системы по измерению сил резания с помощью разработанного силового каркаса и эталонного динамометра. Создано программное обеспечение, позволяющее записывать и анализировать полученные данные, а также визуализировать процесс измерения сил резания в реальном времени при механической обработке керамических деталей. По результатам опробования разработанных системы и программного обеспечения установлена возможность измерения сил резания в процессе механической обработки сложнопрофильных керамических деталей, визуализации, записи и вывода на печать результатов. Такую систему можно использовать в научно-исследовательских лабораториях и опытных производствах при механической обработке керамических деталей.

Ключевые слова: измерение сил резания, тензорезисторы КФ5П1-5-200, деформация корпуса шпинделя, тарирование системы

The cutting force is an important parameter in control and management of the machining processes. A system for measuring and registering the cutting forces in the process of machining the complex profile ceramic parts for aviation purposes was designed, developed and tested making it possible to measure with reference to the machined area height (to the Z coordinate) on the existing numerical control system. KF5P1-5-200 strain gauges with a full-bridge connection scheme were selected as the deformation sensors. Deformation of the grinding spindle body of a special machine with the SA950S30F4K.01 numerical control exposed to action of the cutting force radial component was assessed, and the zone of maxi-

imum stresses was determined, where the strain gauges were installed. The system was calibrated to measure the cutting forces using the developed power frame and the reference dynamometer. Software was created that makes it possible to register and analyze the data obtained, as well as to visualize the process of measuring the cutting forces in real time during the ceramic parts machining. Based on the results of testing the developed system and software, the possibility was established to measure the cutting forces during machining the complex profile ceramic parts, to visualize, register and print the results. Such a system could be used in the scientific research laboratories and pilot production in the ceramic parts machining.

Keywords: cutting forces measurement, KF5P1-5-200 strain gauge, spindle body deformation, system calibration

Помимо разработки и применения новых материалов важным аспектом развития современного машиностроения является их обрабатываемость. Все чаще уникальные свойства керамики используют в военной и ракетно-космической технике. Но обеспечение высокого качества поверхности наряду с высокой точностью исполнения керамической детали — сложная техническая задача [1]. Для усовершенствования существующих и разработки новых способов механической обработки керамических деталей необходимо изучить закономерности процесса обработки.

Основным видом обработки деталей из керамических материалов является шлифование. Как известно, для шлифования керамических деталей применяют алмазные шлифовальные круги различной геометрии, марки, концентрации и зернистости шлифовального порошка.

В процессе шлифования керамических деталей помимо снятия материала изменяются геометрические характеристики режущей кромки алмазного инструмента и, следовательно, площадь контакта между ним и обрабатываемой поверхностью, что приводит к изменению составляющих силы резания и повышению температуры в зоне резания. Все эти факторы негативно сказываются как на качестве обрабатываемых поверхностей, так и на конечных геометрических характеристиках полученной детали.

Важной составляющей изучения закономерностей процесса круглого шлифования сложнопрофильных керамических деталей является непрерывный контроль составляющих силы резания. Зная их, легко определить не только оптимальные режимы резания, стойкость алмазного круга и частоту правки инструмента, но и предупредить аварийные ситуации с выходом из строя дорогостоящего шлифовального оборудования.

Системы для измерения составляющих силы резания можно подразделить на использующие косвенные и прямые методы измерений. Прямые методы измерения, базирующиеся на магнитных, электрических и оптических преобразованиях [2–8], являются наиболее точными и простыми в реализации.

В работе [9] приведены основные конструкции и приспособления для измерения составляющих силы резания, основанные на различных физических принципах, проведен их сравнительный анализ. Для измерения составляющих силы резания используют различные виды датчиков: динамометрические, емкостные, тензорезисторы и др.

В настоящее время часто применяют дорогостоящие иностранные системы с динамометрическими устройствами [10–12] и тензорезисторами [13] или же системы, использующие решения, разработанные более 40 лет назад. Так, авторы статьи [14] для регистрации и оценки сил резания в процессе механической обработки разработали модернизированную систему на базе динамометров, соответствующую заявленным требованиям по технико-экономическим показателям точности и стоимости.

В работе [15] исследовано влияние составляющих сил резания при плоском шлифовании ситаллокерамики с помощью разработанной тензометрической установки. Но зачастую коммерческие системы по измерению составляющих сил резания довольно дорогие и пригодны лишь для конкретных конструкций обрабатываемых станков, а некоторые из них и вовсе устарели.

Поэтому возникла необходимость разработки недорогой альтернативы существующим измерительным системам регистрации составляющих силы резания в процессе круглого шлифования на специальном станке с числовым

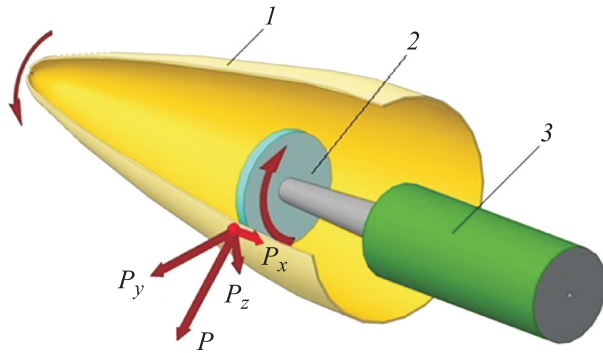


Рис. 1. Схема силового взаимодействия элементов, участвующих в процессе шлифования керамических деталей:
1 — керамическая заготовка; 2 — шпиндель;
3 — алмазный шлифовальный круг

программным управлением (ЧПУ) высокой точности.

Помимо создания системы регистрации составляющих силы резания необходимо понимать действия составляющих сил резания в процессе шлифования. Как правило, для процессов внутреннего шлифования деталей алмазным кругом тангенциальную составляющую силы резания P_z рассчитывают как векторную сумму сил резания, возникающих на отдельном зерне [16–18].

На схеме силового взаимодействия элементов, участвующих в процессе внутреннего шлифования сложнопрофильных керамических деталей авиационного назначения (рис. 1), показаны три составляющие силы резания P : тангенциальная P_z , радиальная P_y и осевая P_x .

Особенности состояния современных знаний указывают на необходимость определения составляющих силы резания. Очевидно, что требуется система регистрации составляющих силы резания в процессе продольного перемещения режущего инструмента по длине участка внутренней поверхности керамической детали с привязкой к координатам Z и Y .

Цель исследования — разработка системы измерения и регистрации радиальной составляющей силы резания P_y в процессе механической обработки сложнопрофильных керамических деталей авиационного назначения.

При разработке системы измерения тангенциальной P_z и радиальной P_y составляющих силы резания решали следующие задачи:

- измерение радиальной составляющей силы резания в процессе продольного перемещения шлифовального инструмента по длине участка внутренней поверхности детали с привязкой к

высоте обрабатываемого участка с использованием существующей системы ЧПУ;

- накопление результатов измерения в виде базы данных по идентификационным признакам (дате, условному обозначению и технологическому номеру детали, материалу заготовки, типу режущего инструмента) и режимам обработки (продольной подаче, глубине резания, частотам вращения алмазного инструмента и детали);

- визуализация и вывод результатов измерений.

Для реализации системы измерения радиальной составляющей силы резания P_y в процессе механической обработки сложнопрофильных керамических деталей выбран специальный станок с ЧПУ СА950С30Ф4К.01 и керамическая сложнопрофильная заготовка с габаритными размерами (длина×внутренний диаметр) 700×200 мм.

Механическую обработку внутренней поверхности заготовки проводили поочередно тремя разными алмазными инструментами, установленными в высокоскоростной электрошпиндель [19].

Для определения составляющих силы резания использовали метод тензометрирования. В качестве датчиков деформации выступали тензорезисторы КФ5П1-5-200 со средней чувствительностью $K_T = 2,11$. Тензорезисторы устанавливали, закрепляли и герметизировали на корпусе шпинделя.

Схема расположения тензорезисторов на корпусе шпинделя приведена на рис. 2. Для увеличения коэффициента тензочувствитель-

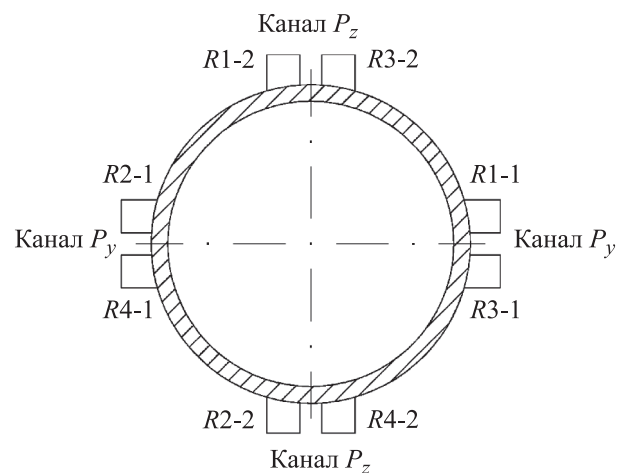


Рис. 2. Схема расположения тензорезисторов на корпусе шпинделя

ности в 4 раза относительно коэффициента тензорезистора и для уменьшения влияния температуры на стабильность измерения выбрана полномостовая схема подключения тензорезисторов.

Пары тензорезисторов R1-1, R3-1 и R2-1, R4-1 для измерения составляющей силы резания P_y и R1-2, R3-2 и R2-2, R4-2 для измерения P_z наклеивали на противоположных сторонах корпуса привода каждой из осей Y и Z и собирали в полный измерительный мост.

Затем проводили монтаж и наладку аппаратной части системы, структурная схема которой приведена на рис. 3. Все комплектующие и измерительные блоки размещали в боксе размером 300×400 мм

Как показано на рис. 3, сигналы с тензорезисторов поступают на входы модуля ввода сигналов тензорезисторов MB110-4Т. Для синхронизации процесса регистрации информации с сигналами ЧПУ использован модуль дискретного ввода-вывода МК 110-224.8Д.4Р. Программа ЧПУ в нужный момент устанавливает единичное значение определенного дискретного входа модуля МК 110-224.8Д.4Р.

Состояние этого входа непрерывно анализирует программа персонального компьютера (ПК). В случае единичного состояния входа происходит считывание сигнала тензорезистора и его регистрация. Для уменьшения влияния

помех от сети питания использован сетевой фильтр БСФ-ДЗ-1.2, а для накопления базы данных, регистрации и визуализации полученных измерений — ПК.

Оценка деформации корпуса шлифовального шпинделя под действием радиальной составляющей силы резания P_y . Вследствие конструктивной особенности привода режущего инструмента станка с ЧПУ для обработки керамических сложнопрофильных заготовок авиационного назначения, заключающейся в наличии защитного полого цилиндрического корпуса вала привода, жестко закрепленного с одного конца около шпинделя на суппорте станка, а с другого через подшипник вращения опирающегося на вал привода в процессе шлифования, из-за изгиба вала в защитном корпусе возникают деформации, соответствующие консольному приложению нагрузки.

Эти деформации можно разложить на горизонтальную и вертикальную составляющие, характеризующие деформациями изгиба по образующей защитного корпуса, предположив, что их наибольшие значения находятся в зоне жесткого крепления. Для проверки этого утверждения и получения оценочных значений деформаций выполнен расчет напряженно-деформированного состояния корпуса шлифовального шпинделя с приложением силы по оси Y, равной 250 Н.

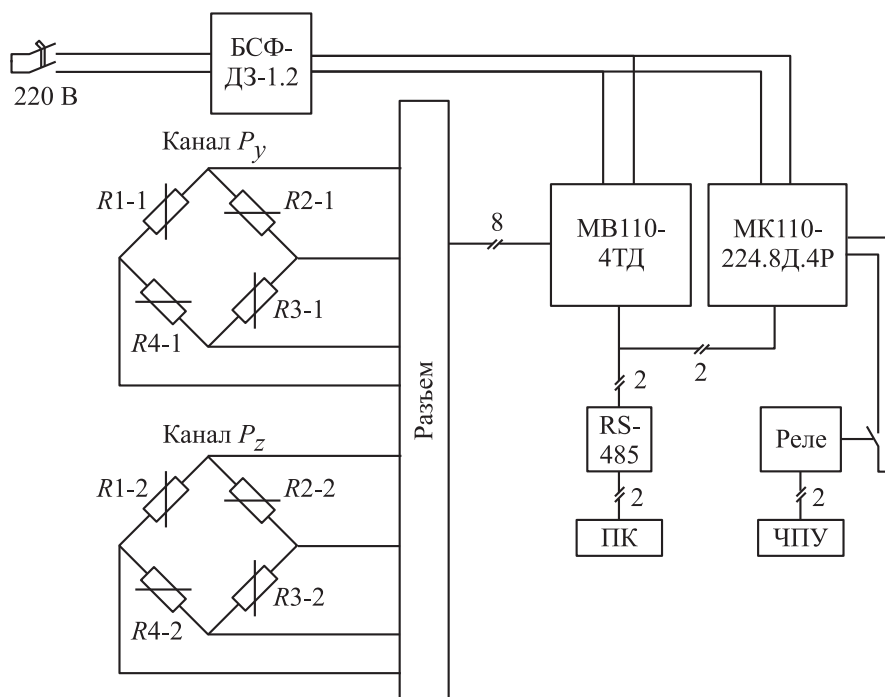


Рис. 3. Структурная схема системы регистрации составляющих силы резания

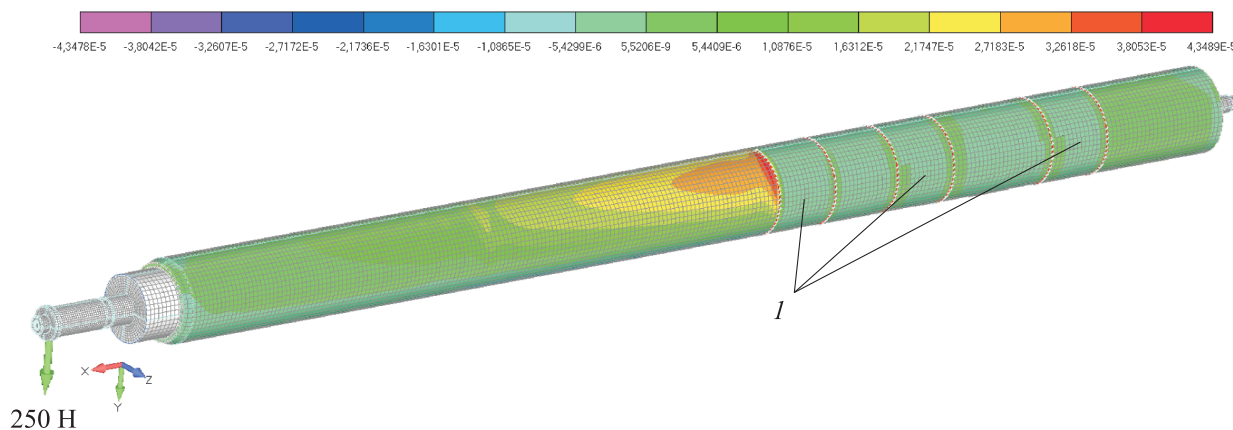


Рис. 4. Распределение деформаций в корпусе шпинделя станка (I — узлы крепления)

Анализ расчетных данных показал (рис. 4), что максимальные деформации исследуемой конструкции возникают в месте крепления корпуса шлифовальной головки к суппорту станка и не превышают в радиальном направлении в зоне сжатия $\epsilon_{сж} = 4,35 \cdot 10^{-5}$ (0,00435 %).

По результатам расчетов принято решение установить тензорезисторы в зоне максимальных напряжений — на расстоянии 10 мм от места крепления корпуса шлифовальной головки к суппорту станка.

В качестве методики оценки погрешности системы использован подход, изложенный в работе [20]. Схема экспериментальной установки для оценки погрешности системы измерения составляющих силы резания и дальнейшего тарирования, включающая в себя эталонный динамометр Extech 475044, тензорезисторы и модуль ввода их сигналов MB110-4ТД, приведена на рис. 5.

Таким образом, относительную погрешность системы измерения составляющих силы реза-

ния можно представить как сумму относительных погрешностей ее звеньев:

$$\delta_c = \delta_d + \delta_t + \delta_m,$$

где δ_d , δ_t и δ_m — погрешность динамометра, тензорезисторов и модуля ввода сигналов MB110-4ТД соответственно.

С учетом базовых погрешностей относительная погрешность системы

$$\delta_c = 0,5 + 0,05 + 0,05 = 0,6 \text{ \%}.$$

Расчет относительной погрешности системы измерения составляющих силы резания показал высокую точность и возможность ее применения.

После установки, закрепления, герметизации и подключения тензорезисторов к аппаратной части проведено тарирование системы измерения составляющих силы резания.

На направляющие станка с ЧПУ устанавливали разработанный силовой каркас, на кото-

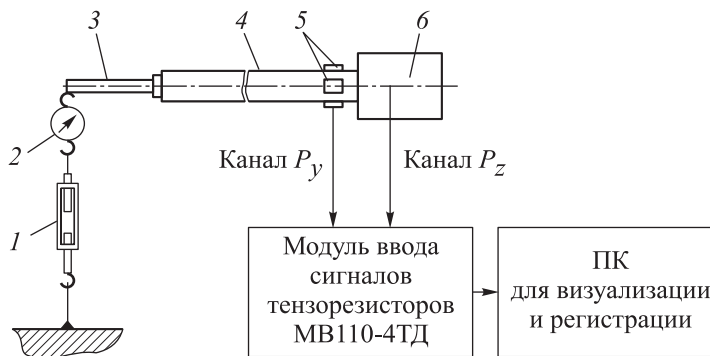


Рис. 5. Схема экспериментальной установки для оценки погрешности системы измерения составляющих силы резания и дальнейшего тарирования:

- 1 — талреп; 2 — эталонный динамометр Extech 475044; 3 — оправка; 4 — шпиндель;
- 5 — тензорезисторы; 6 — каретка суппорта станка CA950

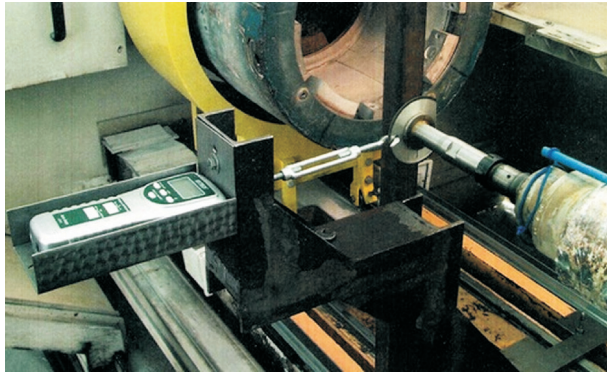


Рис. 6. Внешний вид устройства для тарирования каналов P_y и P_z

ром закрепляли эталонный динамометр, связанный с оправкой посредством талрепа, как показано на рис. 6. С помощью талрепа задавали нагрузку в диапазоне $0 \dots 200$ Н. Тарирование системы проводили путем циклического нагружения через равные промежутки, фиксируя значения нагружения по цифровому динамометру Extech 475044.

Проведенная тарировка позволила определить зависимость между задаваемой нагрузкой на привод узла резания и выходным сигналом измерительного комплекса.

Средние значения статистических параметров, полученные после тарирования каналов P_y и P_z , приведены в табл. 1, где U_y и U_z — показания тензодатчиков.

Из табл. 1 следует, что тарировочное отношение можно довольно точно описать линейной функцией во всем диапазоне измерения

Таблица 1

Средние значения статистических параметров

P_y , Н	U_y , мВ	P_z , Н	U_z , мВ
199,6/200,1	0,5237	201,1/200,8	0,5231
150,5/150,9	0,5082	150,8/150,2	0,4554
100,6/100,8	0,4928	100,4/99,8	0,4410
50,5/51,0	0,4762	50,8/47,0	0,4251
0,6/0,9	0,4615	0,7/-0,4	0,4075
50,5/50,5	0,4772	50,6/49,5	0,4263
100,3/100,5	0,4927	100,8/99,8	0,4423
150,4/150,8	0,5082	151,2/150,2	0,4570
200,4/201,0	0,5238	201,1/200,3	0,4730

Примечание. В числителе дроби указаны показания динамометра, в знаменателе — тензодатчиков.

силы резания, при этом линии нагрузки и разгрузки системы совпадают.

Помимо аппаратной части системы измерения и регистрации составляющих силы резания разработано программное обеспечение (ПО) для получения и обработки информации с тензорезисторов, позволяющее фиксировать реальное положение оси Z станка в процессе измерения составляющих силы резания P_y и P_z . Фиксация значения положения оси начинается с момента старта управляющей программы.

Кроме того, разработана и протестирована функция для добавления (редактирования) шлифовального инструмента при механической обработке (рис. 7). Эта функция позволяет

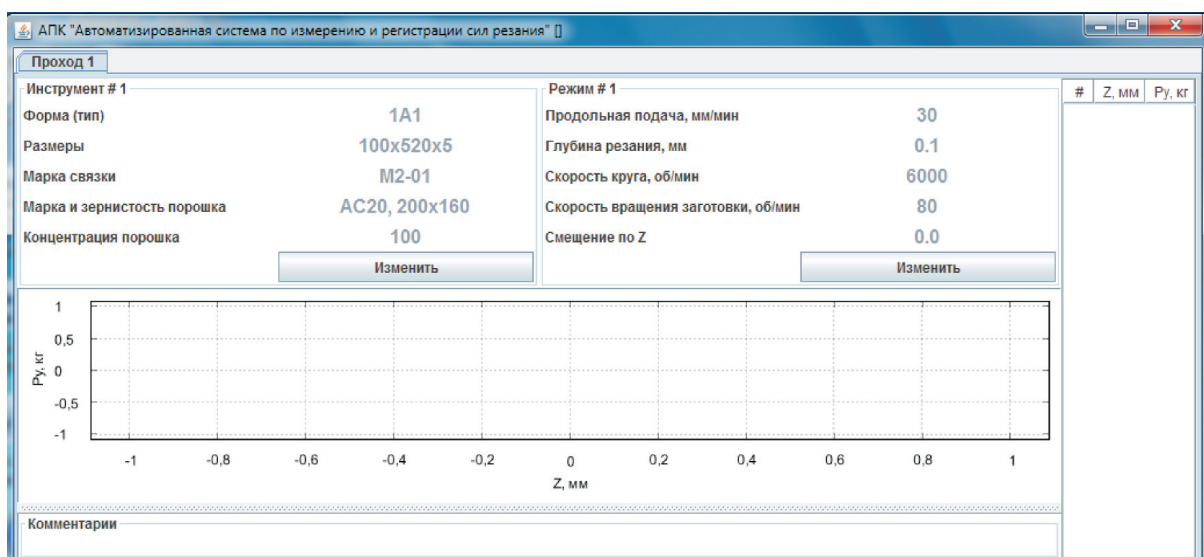


Рис. 7. Окно ПО «Выбор параметров шлифовального инструмента и режимов обработки»

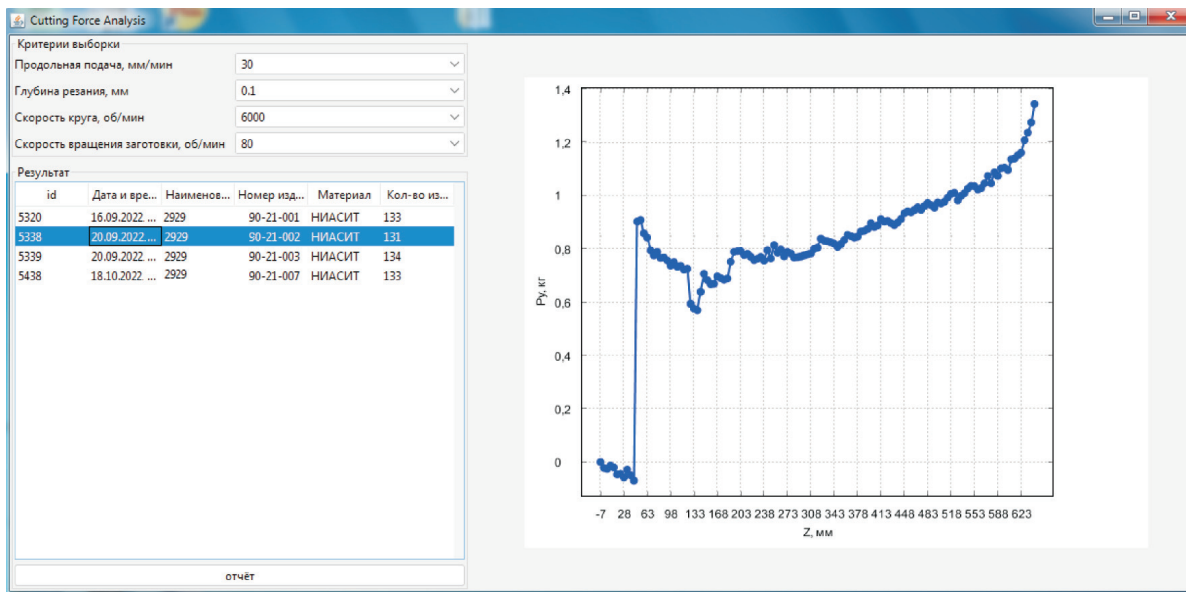


Рис. 8. Окно ПО «База данных по измерению составляющей силы резания»

Таблица 2

Режимы механической обработки

Параметр	Значение
Глубина резания, мм	1
Подача круга, мм/мин	30
Частота вращения заготовки, мин ⁻¹	80
Частота вращения круга, мин ⁻¹	6000

изменять тип и марку связки шлифовального инструмента, марку, концентрацию и зернистость алмазного порошка.

Для добавления, хранения и обработки полученной информации создана база данных

(рис. 8). Протестированы механизмы работы с данными (запись, удаление, чтение для построения и сравнения графиков).

На каждом проходе алмазного инструмента автоматически формируется электронная таб-

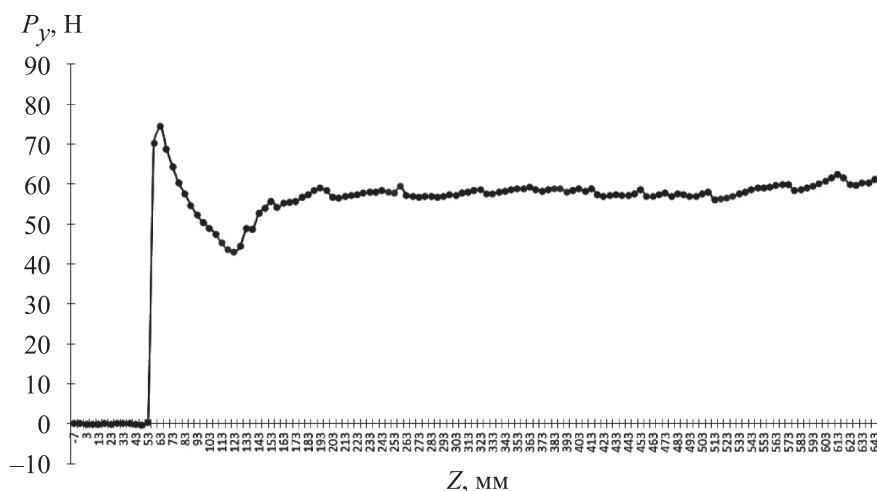


Рис. 9. Зависимость радиальной составляющей силы резания F_y от координаты Z

лица и запоминается в базе данных. На основе полученных данных, зафиксированных в таблице, строятся графики, которые впоследствии анализируются и сравниваются.

После проведенной тарировки система измерения сил резания опробована при механической обработке внутренней поверхности керамической сложнопрофильной заготовки с выбранными габаритными размерами.

Обработку внутренней поверхности заготовки проводили алмазным шлифовальным кругом 1A1 100×6×20×5 AC65 315/250 100 M2-01 по управляющей программе на специальном станке с ЧПУ СА950С30Ф4К.01 с направлением подачи от торца заготовки к носку на режимах, указанных в табл. 2.

По окончании механической обработки получена зависимость измеренной радиальной составляющей силы резания P_y от координаты Z (рис. 9).

Как видно из рис. 9, шлифование начинается с координаты $Z = 60$ мм (алмазный круг врезается в заготовку), при этом радиальная составляющая силы резания резко возрастает, достигая $P_y = 74$ Н, далее она перестает расти и в среднем составляет 52 Н. Разброс значений радиальной составляющей силы резания возникающей при обработке внутренней поверхности детали, варьируется в диапазоне $P_y = 43...74$ Н.

На основании полученных результатов можно заключить, что разработанная система позволяет регистрировать и измерять радиальную P_y и тангенциальную P_z составляющие силы резания при механической обработке внут-

ренней поверхности сложнопрофильных керамических деталей.

Выводы

1. Для измерения и регистрации радиальной и тангенциальной составляющих силы резания в процессе механической обработки внутренней поверхности сложнопрофильных керамических деталей авиационного назначения предложена низкобюджетная система, позволяющая проводить измерения с привязкой к высоте обрабатываемого участка (координате Z) с использованием существующей системы ЧПУ.

2. Для добавления, хранения и обработки информации разработана база данных, протестированы механизмы работы с данными (запись, удаление, чтение для построения графиков и отчетов).

3. Разработано ПО, обеспечивающее обработку информации о радиальной и тангенциальной составляющих силы резания в реальном времени и визуализацию на экране монитора в виде графиков и таблиц.

4. Предложенная система регистрации и измерения составляющих сил резания прошла апробацию на опытном производстве АО «ОНПП «Технология им. А.Г. Ромашина», подтвердив работоспособность. В дальнейшем запланированы отладка и накопление полученных данных с помощью системы для оптимального выбора шлифовального инструмента, режимов резания, а также анализ влияния составляющих силы резания на качество обработанной поверхности.

Литература

- [1] Душко О.В. Пути снижения толщины дефектного слоя на поверхности высокотвердых керамических материалов. *Вестник ВолгГАСУ. Сер. Строительство и архитектура*, 2011, № 25, с. 163–170.
- [2] Liang Q., Zhang D., Wu W. et al. Methods and research for multi-component cutting force sensing devices and approaches in machining. *Sensors*, 2016, vol. 16, no. 11, art. 1926. URL: <https://doi.org/10.3390/s16111926>
- [3] Jin W.L., Venuvinod P.K., Wang X. An optical fibre sensor based cutting force measuring device. *Int. J. Mach. Tools Manuf.*, 1995, vol. 35, no. 6, pp. 877–883. URL: [https://doi.org/10.1016/0890-6955\(94\)E0025-E](https://doi.org/10.1016/0890-6955(94)E0025-E)
- [4] Liang Q., Zhang D., Ge Y. et al. A novel miniature four-dimensional force/torque sensor with overload protection mechanism. *IEEE Sens. J.*, 2009, vol. 9, no. 12, pp. 1741–1747. URL: <https://doi.org/10.1109/JSEN.2009.2030975>
- [5] Liang Q., Zhang D., Coppola G. et al. Multi-dimensional mems/micro sensor for force and moment sensing: a review. *IEEE Sens. J.*, 2014, 14, pp. 2643–2657. URL: <https://doi.org/10.1109/JSEN.2014.2313860>

- [6] Park S.S. *High frequency bandwidth cutting force measurements in milling using the spindle integrated force sensor system*. Ph.D. Thesis. University of British Columbia, 2003.
- [7] Jantunen E. A summary of methods applied to tool condition monitoring in drilling. *Int. J. Mach. Tools Manuf.*, 2002, vol. 42, no. 9, pp. 997–1010. URL: [https://doi.org/10.1016/S0890-6955\(02\)00040-8](https://doi.org/10.1016/S0890-6955(02)00040-8)
- [8] Bayo E., Stubbe J.R. Six-axis force sensor evaluation and a new type of optimal frame truss design for robotic applications. *J. Robot. Syst.*, 1989, vol. 6, no. 2, pp. 191–208. URL: <https://doi.org/10.1002/rob.4620060206>
- [9] Svinin M.M., Uchiyama M. Optimal geometric structures of force/torque sensors. *Int. J. Robot. Res.*, 1995, vol. 14, no. 6, pp. 560–573. URL: <https://doi.org/10.1177/027836499501400603>
- [10] Полетика М.Ф. *Приборы для измерения сил резания и крутящих моментов*. Москва, Машгиз, 1963. 108 с.
- [11] Gomez M.F., Schmitz T.L. Displacement-based dynamometer for milling force measurement. *Procedia Manuf.*, 2019, vol. 34, pp. 867–875. URL: <https://doi.org/10.1016/j.promfg.2019.06.161>
- [12] Sandwell A., Park C., Park S. Development of multi-degrees of freedom optical table dynamometer. *Procedia Manuf.*, 2016, vol. 5, pp. 75–89. URL: <https://doi.org/10.1016/j.promfg.2016.08.009>
- [13] Transchel R., Stirnimann J., Blattner M. et al. Effective dynamometer for measuring high dynamic process force signals in micro machining operations. *Procedia CIRP*, 2012, vol. 1, pp. 558–562. URL: <https://doi.org/10.1016/j.procir.2012.04.099>
- [14] Zhao Y., Zhao Y., Wang C. et al. Design and development of a cutting force sensor based on semi-conductive strain gauge. *Sens. Actuators A Phys.*, 2016, vol. 237, pp. 119–127. URL: <https://doi.org/10.1016/j.sna.2015.11.017>
- [15] Суздальцев Е.И., Эпов А.Г., Хамицаев А.С. и др. Исследование влияния режимов механической обработки ситаллокерамических изделий в системе: станок — изделие — инструмент — схема. *Огнеупоры и техническая керамика*, 2003, № 7, с. 23–31.
- [16] Самойлов В.Б. Модернизация системы для измерения сил резания на базе динамометров серии УДМ. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2019, № 5, с. 91–103, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2019-5-91-103>
- [17] Rowe W.B. *Principles of modern grinding technology*. Elsevier, 2009. 480 p.
- [18] Klocke F. *Manufacturing processes 2*. Springer, 2009. 433 p.
- [19] Суздальцев Е.И., Харитонов Д.В., Харахонов Г.А. и др. Перспективы повышения производительности механической обработки крупногабаритных керамических изделий радиотехнического назначения. *Новые огнеупоры*, 2011, № 12, с. 17–24.
- [20] Павлов И.О., Ушаков М.В., Воробьев И.А. Система для измерения сил резания. Компонировка, тарирование и оценка погрешности. *Известия ТулГУ, Технические науки*, 2013, № 10, с. 159–168.

References

- [1] Dushko O.V. Reduction methods of defective layer depth on highly rigid ceramic materials surface. *Vestnik VolgGASU. Ser. Stroitelstvo i arkhitektura* [Bulletin of the Volgograd State University of Architecture and Civil Engineering. Ser. Construction and Architecture], 2011, no. 25, pp. 163–170. (In Russ.).
- [2] Liang Q., Zhang D., Wu W. et al. Methods and research for multi-component cutting force sensing devices and approaches in machining. *Sensors*, 2016, vol. 16, no. 11, art. 1926. URL: <https://doi.org/10.3390/s16111926>
- [3] Jin W.L., Venuvinod P.K., Wang X. An optical fibre sensor based cutting force measuring device. *Int. J. Mach. Tools Manuf.*, 1995, vol. 35, no. 6, pp. 877–883. URL: [https://doi.org/10.1016/0890-6955\(94\)E0025-E](https://doi.org/10.1016/0890-6955(94)E0025-E)
- [4] Liang Q., Zhang D., Ge Y. et al. A novel miniature four-dimensional force/torque sensor with overload protection mechanism. *IEEE Sens. J.*, 2009, vol. 9, no. 12, pp. 1741–1747. URL: <https://doi.org/10.1109/JSEN.2009.2030975>

- [5] Liang Q., Zhang D., Coppola G. et al. Multi-dimensional mems/micro sensor for force and moment sensing: a review. *IEEE Sens. J.*, 2014, 14, pp. 2643–2657. URL: <https://doi.org/10.1109/JSEN.2014.2313860>
- [6] Park S.S. *High frequency bandwidth cutting force measurements in milling using the spindle integrated force sensor system*. Ph.D. Thesis. University of British Columbia, 2003.
- [7] Jantunen E. A summary of methods applied to tool condition monitoring in drilling. *Int. J. Mach. Tools Manuf.*, 2002, vol. 42, no. 9, pp. 997–1010. URL: [https://doi.org/10.1016/S0890-6955\(02\)00040-8](https://doi.org/10.1016/S0890-6955(02)00040-8)
- [8] Bayo E., Stubbe J.R. Six-axis force sensor evaluation and a new type of optimal frame truss design for robotic applications. *J. Robot. Syst.*, 1989, vol. 6, no. 2, pp. 191–208. URL: <https://doi.org/10.1002/rob.4620060206>
- [9] Svinin M.M., Uchiyama M. Optimal geometric structures of force/torque sensors. *Int. J. Robot. Res.*, 1995, vol. 14, no. 6, pp. 560–573. URL: <https://doi.org/10.1177/027836499501400603>
- [10] Poletika M.F. *Pribory dlya izmereniya sil rezaniya i krutyashchikh momentov* [Devices for measuring cutting forces and torques]. Moscow, Mashgiz Publ., 1963. 108 p. (In Russ.).
- [11] Gomez M.F., Schmitz T.L. Displacement-based dynamometer for milling force measurement. *Procedia Manuf.*, 2019, vol. 34, pp. 867–875. URL: <https://doi.org/10.1016/j.promfg.2019.06.161>
- [12] Sandwell A., Park C., Park S. Development of multi-degrees of freedom optical table dynamometer. *Procedia Manuf.*, 2016, vol. 5, pp. 75–89. URL: <https://doi.org/10.1016/j.promfg.2016.08.009>
- [13] Transchel R., Stirnimann J., Blattner M. et al. Effective dynamometer for measuring high dynamic process force signals in micro machining operations. *Procedia CIRP*, 2012, vol. 1, pp. 558–562. URL: <https://doi.org/10.1016/j.procir.2012.04.099>
- [14] Zhao Y., Zhao Y., Wang C. et al. Design and development of a cutting force sensor based on semi-conductive strain gauge. *Sens. Actuators A Phys.*, 2016, vol. 237, pp. 119–127. URL: <https://doi.org/10.1016/j.sna.2015.11.017>
- [15] Suzdaltsev E.I., Epov A.G., Khamitsaev A.S. et al. Regimes of mechanical grinding of pyroceramic components in the system machine — workpiece — tool — scheme. *Ogneupory i tekhnicheskaya keramika*, 2003, no. 7, pp. 23–31. (In Russ.). (Eng. version: *Refract. Ind. Ceram.*, 2004, vol. 45, no. 1, pp. 10–15, doi: <https://doi.org/10.1023/B:REFR.0000023344.98082.2d>)
- [16] Samoylov V.B. Modernization of the system for measuring cutting forces on the basis of UDM dynamometer series. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2019, no. 5, pp. 91–103, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2019-5-91-103> (in Russ.).
- [17] Rowe W.B. *Principles of modern grinding technology*. Elsevier, 2009. 480 p.
- [18] Klocke F. *Manufacturing processes 2*. Springer, 2009. 433 p.
- [19] Suzdaltsev E.I., Kharitonov D.V., Kharakhonov G.A. et al. Prospects for improving machining productivity of large ceramic objects for radio engineering purposes. *Novye ogneupory*, 2011, no. 12, pp. 17–24. (In Russ.). (Russ. ed.: *Refract. Ind. Ceram.*, 2012, vol. 52, no. 6, pp. 424–430, doi: <https://doi.org/10.1007/s11148-012-9442-1>)
- [20] Pavlov I.O., Ushakov M.V., Vorobyev I.A. System for measurement of cutting forces line-up, taring and evaluation of the accuracy. *Izvestiya TulGu. Tekhnicheskije nauki* [News of the Tula state university. Technical sciences], 2013, no. 10, pp. 159–168. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 29.12.2022

Информация об авторах

ТИМОХИН Илья Юрьевич — аспирант. ИАТЭ НИЯУ МИФИ; инженер-технолог второй категории. АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина» (249031, Обнинск, Российская Федерация, Киевское шоссе, д. 15, e-mail: ilyatim1990@yandex.ru).

АНАШКИНА Антонина Александровна — кандидат технических наук, начальник лаборатории. АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина» (249031, Обнинск, Российская Федерация, Киевское шоссе, д. 15, e-mail: antoninaanasktna1904@gmail.com).

ХАРАХОНОВ Геннадий Анатольевич — ведущий инженер-технолог. АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина» (249031, Обнинск, Российская Федерация, Киевское шоссе, д. 15, e-mail: g.kharahonov@yandex.ru).

ЕРМОЛАЕВ Ярослав Олегович — инженер-технолог второй категории. АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина» (249031, Обнинск, Российская Федерация, Киевское шоссе, д. 15 e-mail: 261233670i@gmail.com).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Тимохин И.Ю., Анашкина А.А., Харахонов Г.А., Ермолаев Я.О. Измерение сил резания в процессе механической обработки керамических деталей авиационного назначения. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 6, с. 47–57, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-47-57

Please cite this article in English as:

Timokhin I.Yu., Anashkina A.A., Kharakhonov G.A., Ermolaev Ya.O. Cutting force measurement during machining of the ceramic parts designed for aviation purposes. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 6, pp. 47–57, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-47-57

Information about the authors

ТИМОХИН Илья Юрьевич — Postgraduate. OINPE NRNU MEPhI; Manufacturing Engineer of the 2nd Category. ORPE Technologiya named after A.G. Romashin JSC (249031, Obninsk, Russian Federation, Kievskoe Shosse, Bldg. 15, e-mail: ilyatim1990@yandex.ru).

ANASHKINA Antonina Aleksandrovna — Candidate of Science (Eng.), Head of Laboratory. ORPE Technologiya named after A.G. Romashin JSC (249031, Obninsk, Russian Federation, Kievskoe Shosse, Bldg. 15, e-mail: antoninaanasktna1904@gmail.com).

KHARAHONOV Gennadiy Anatolievich — Leading Manufacturing Engineer. ORPE Technologiya named after A.G. Romashin JSC (249031, Obninsk, Russian Federation, Kievskoe Shosse, Bldg. 15, e-mail: g.kharahonov@yandex.ru).

ERMOLAEV Yaroslav Olegovich — Manufacturing Engineer of the 2nd Category. ORPE Technologiya named after A.G. Romashin JSC (249031, Obninsk, Russian Federation, Kievskoe Shosse, Bldg. 15, e-mail: 261233670i@gmail.com).

УДК 678.4.043

doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-58-65

Совершенствование аппаратурно-технологического оформления производства высокопористого углеродного материала

И.Н. Шубин¹, А.А. Попова²

¹ ФГБОУ ВО «Тамбовский государственный технический университет»

² АО «ПРОГРЕСС»

Improving hardware and technological design of the highly porous carbon material production

I.N. Shubin¹, A.A. Popova²

¹ Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education Tambov State Technical University

² PROGRESS JSC

Рассмотрен процесс производства высокопористого углеродного материала. На основе результатов анализа химических особенностей такого производства и экспериментальных исследований выделены направления совершенствования технологического процесса и оборудования, повышающие производительность и безопасность рабочего процесса. Этого можно достигнуть интенсификацией химических реакций, протекающих в реакторе активации путем оптимизации режимных параметров, применением рациональных конструкций оборудования, оптимизирующих движение (подвод, отвод и смешивание) материальных потоков, а также использованием технических решений, повышающих безопасность производства, разделяя или выделяя часть продуктов, образующихся в результате активации. Указанные направления позволят упростить и интенсифицировать рабочий процесс и используемое оборудование, например, путем совмещения некоторых операций. По итогам проведенных исследований и анализа литературных источников предложены конструктивные и технологические мероприятия, реализующие указанные направления совершенствования оборудования и технологии.

Ключевые слова: высокопористый углеродный материал, аппаратурно-технологическое оформление производства, совершенствование оборудования и технологии, реактор активации

The paper considers production process of the highly porous carbon material. Based on the results of the analysis of such production chemical characteristics and experimental studies, areas for improving the technological process and equipment were identified that could increase productivity and safety of the work process. This could be achieved by intensifying the chemical reactions in the activation reactor by optimizing the regime parameters, using the rational equipment designs that optimize the motion (supply, removal and mixing) of the material flows, as well as by introducing technical solutions that increase production safety by separating or dividing part of the products resulting from the activation. These approaches would make it possible to simplify and intensify the work process and the equipment used, for example, by combining certain operations. Based on the results of the research, as well as on the analysis of the literary sources, design and technological measures are proposed to implement the indicated approaches for improving equipment and technology.

Keywords: highly porous carbon material, production hardware and technological design, equipment and technology improvement, activation reactor

Высокопористые углеродные материалы (ВУМ), обладающие высокой удельной поверхностью (более 2000 м²/г) и объемом пор, превышающим 1 см³/г, получили широкое распространение во многих отраслях промышленности (химической, медицинской, энергетической, радиоэлектронной и др.). Благодаря универсальности и эффективности ВУМ применяют в различных процессах разделения и накопления. Особенно это касается материалов, сочетающих значительную удельную поверхность и объем пор с их размерами, находящимися в нанодиапазоне [1, 2].

Производство этих материалов — сложный многоэтапный химический процесс, заключающийся в активации предварительно карбонизированного углеродного сырья разными жидко- или газофазными реагентами (водяным паром, кислотами или щелочами), что позволяет получить значительную удельную поверхность и высокопористую наноразмерную структуру [3–5].

Анализ результатов предварительно проведенных исследований и литературных источников показал, что указанные параметры ВУМ, зависят в первую очередь от режимов активации (соотношения активируемых компонентов, продолжительности процесса, температуры и режима обмена газов), а также от исходного углеродного сырья, применяемого для получения углеродсодержащих веществ (карбонизатов) и активатора [6–9].

В подобных исследованиях особое внимание уделено подбору и изучению исходного состава активируемого материала — сырья и активатора, отработке отдельных технологических режимов и диагностике характеристик, получаемых материалов, а работы носят явный исследовательский характер и проводятся в лабораторных условиях. Несмотря на актуальность таких исследований, практически не рассматриваются вопросы технологии, разработки и совершенствования оборудования для их реализации на промышленном уровне [10–13].

Во многих работах изложены общие вопросы проектирования технологического оборудования, основанные на классических подходах и рекомендациях, которые, не всегда учитывают особенности процесса получения ВУМ, либо предложены готовые конструктивные решения и технологии, реализация которых возможна в строго ограниченных граничных условиях рабочего процесса [14–20].

Другие публикации посвящены математическому моделированию сложных химических процессов. Однако их недостатком является большое количество допущений, сильно ограничивающее применимость результатов на практике [21, 22].

Некоторые авторы [23, 24] рассматривают проектирование сложных химических процессов с точки зрения структуризации, попытки установления иерархии протекающих процессов и применяемого оборудования, последовательности выполняемых операций, что носит рекомендательный или жестко привязанный к определенным условиям характер.

Таким образом, известные работы не дают ответа на вопросы, возникающие при реальном аппаратно-технологическом оформлении процесса получения ВУМ: насколько рационально построен технологический процесс при переходе от лабораторных исследований к промышленному производству, какие стадии производства и оборудование являются основными.

Цель исследования — разработка технологической схемы, реализующей технологию получения ВУМ, позволяющей решать задачи по совершенствованию существующих и разработке новых оборудования и технологии с учетом особенностей протекающих процессов.

Объекты и методы исследования. В общем виде процесс производства ВУМ представляет собой ступенчатую термическую обработку реакционной смеси — предкарбонизированного углеродного сырья с активатором — в инертной среде в диапазоне температуры 400...900 °С в течение 2...3 ч. В процессе термообработки в реакционной смеси протекают многочисленные химические реакции с выделением газообразных продуктов, обеспечивающие образование высокопористой структуры активируемого материала.

Предварительные исследования этого процесса позволили определить рациональные режимные параметры, при которых получают высокопористый углеродный материал [25]: исходное углеродное сырье для карбонизата — смесь декстрина и оксида графена; активатор — гидроксид калия (KOH), соотношение компонентов реакционной смеси карбонизата с KOH — 1:3; температурный диапазон активации — 400...750 °С, продолжительность основной стадии — 2 ч; расход инертного газа (аргона) — 1,3 л/мин.

Результаты исследования и их обсуждение.

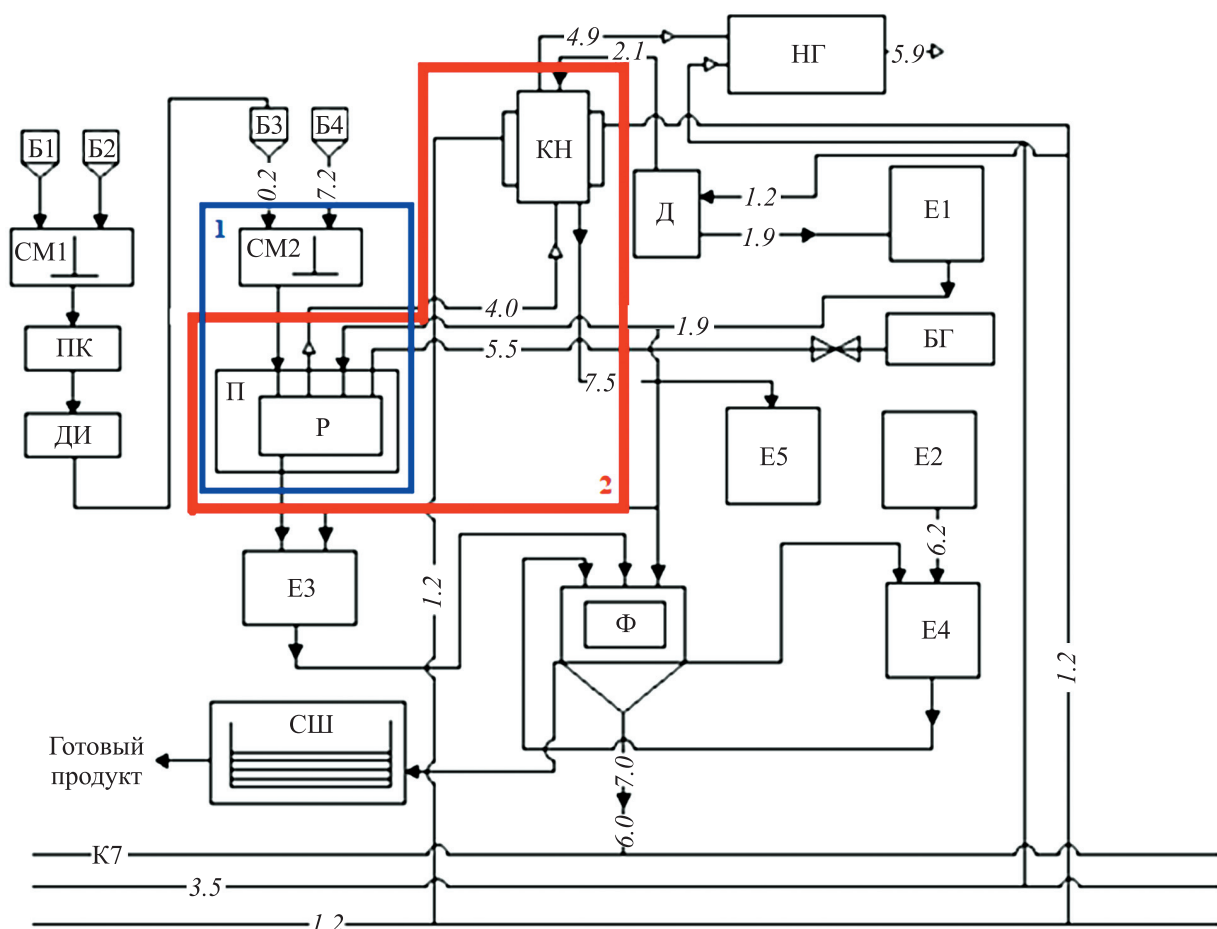
Проведенные исследования позволили предложить новые конструкции реакторов активации, учитывающие замечания, возникшие при лабораторных исследованиях и опытной эксплуатации подобной технологической схемы [26, 27]. На рисунке приведена усовершенствованная технологическая схема производства ВУМ с различными вариантами реализации нового оборудования: совмещения второго смесителя СМ2 и реактора активации Р в блоке 1 или реактора активации Р и конденсатор-нейтрализатора КН в блоке 2.

Исходные материалы — декстрин и оксид графена из бункеров Б1 и Б2 подаются в заданном соотношении в первый смеситель СМ1, где происходит их смешивание для взаимного распределения компонентов. Полученная смесь поступает в печь ПК для карбонизации, после

чего — на размол в диспергатор (измельчитель) ДИ. Полученный карбонизат перемещается в бункер Б3, а оттуда вместе с гидроксидом калия из бункера Б4 (в заданном соотношении) — во второй смеситель СМ2, после чего перегружается в реактор активации Р, установленный в печи П.

С началом технологического процесса высокотемпературной активации в закрытый реактор поступает аргон из баллонов БГ. Опционально на соответствующем этапе активации в объем реактора можно подавать дистиллированную воду в виде пара из емкости Е1, наполнение которой обеспечивает дистиллятор Д.

По завершению процесса активации углеродный активированный материал загружается в накопительную емкость Е3 для отстаивания и растворения примесей (преимущественно различных соединений калия), после чего подается



Усовершенствованная технологическая схема производства ВУМ с разными вариантами использования новых реакторов активации:

0.2 — карбонизат; 1.2 — вода техническая; 1.9 — вода дистиллированная; 2.1 — пар низкого давления; 3.5 — воздух сжатый; 4.0 и 4.9 — отработанные и обработанные реакционные газы; 5.5 — аргон; 5.9 — нейтрализованные негорючие газы; 6.0 — отработанные кислоты и кислые стоки; 6.2 — соляная кислота; 7.0 — отработанные щелочи и щелочные стоки; 7.2 — гидроксид калия; 7.5 — неорганические щелочи и растворы; К7 — химически загрязненная вода

в фильтр Ф, где промывается до нейтрального РН дистиллированной водой из емкости Е1. Промытый материал поступает в накопительную емкость Е4 для заливки и замачивания соляной кислотой из емкости Е2 для растворения примесей (преимущественно железа).

По завершению этого этапа кислая суспензия поступает в фильтр Ф для отмывки до нейтрального РН, после чего промытый материал помещается в сушильный шкаф СШ для сушки и последующей упаковки. Продукты промывки — щелочные/кислотные стоки — поступают на утилизацию или (при достаточных объемах производства) на регенерацию.

Отработанные реакционные газы, содержащие в значительном объеме пары металлического калия, проходят в конденсатор-нейтрализатор КН, где охлаждаются и нейтрализуются паром низкого давления из дистиллятора Д [28]. После чего поступают в виде охлажденных газов в нейтрализатор газов НГ, где смешиваются, разбавляются и окончательно охлаждаются магистральным сжатым воздухом и выбрасываются в атмосферу.

Конденсат в виде раствора щелочи из конденсатора-нейтрализатора КН поступает в емкость Е5 для повторного использования. Дистиллятор Д запитывается магистральной технической водой, которая охлаждает и конденсатор-нейтрализатор КН.

В результате внедрения предложенных конструктивных и технологических усовершенствований появляется возможность получения более предсказуемых результатов и стабильности свойств ВУМ, упрощения технологии, а также сокращения используемого оборудования — в разных вариантах реализации (с бло-

ком 1 или 2), что, несомненно, положительно скажется на возможности промышленной реализации данного процесса.

Кроме того, повторное использование выделенного гидроксида калия повысит экономическую эффективность процесса и привлекательность по сравнению с подобными технологиями.

Выводы

1. При разработке и совершенствовании технологической схемы производства ВУМ на основе проведенных исследований предложены конструктивные и технологические мероприятия в виде новых реакторов активации, позволяющие за счет оптимизации оборудования совместить некоторые процессы:

- в первом предлагаемом блоке выполнение смешивания исходных реакционных компонентов (карбонизата и щелочи) непосредственно в реакторе активации позволит исключить из технологической схемы второй смеситель и совместить процессы смешивания и активации;
- во втором блоке наличие у реактора активации камеры нейтрализации приведет к отказу от отдельной камеры конденсатора-нейтрализатора; это обеспечит совмещение процессов активации углеродного материала и последующей нейтрализации отработанных реакционных газов в одном реакторе, что также значительно сократит и упростит трубопроводную обвязку оборудования в технологической схеме.

2. Указанные мероприятия упростят технологию производства активированного углеродного материала, что положительно скажется на целесообразности практической реализации предлагаемых решений.

Литература

- [1] Мищенко С.В., Ткачев А.Г. *Углеродные наноматериалы. Производство, свойства, применение*. Москва, Машиностроение, 2008. 320 с.
- [2] Фенелонов В.Б. *Пористый углерод*. Новосибирск, Институт катализа СО РАН, 1995. 513 с.
- [3] Popova A.A., Aliev R.E., Shubin I.N. Features of nanoporous carbon material synthesis. *Advanced Materials and Technologies*, 2020, no. 3, pp. 28–32.
- [4] Ткачев А.Г., Мележик А.В., Соломахо Г.В. *Способ получения мезопористого углерода*. Патент РФ 2620404. Заявл. 26.01.2016, опублик. 25.05.2017.
- [5] Дьячкова Т.П., Ткачев А.Г. *Методы функционализации и модифицирования углеродных нанотрубок*. Москва, Спектр, 2013. 152 с.
- [6] Ткачев А.Г., Меметов Н.Р., Кучерова А.Е. и др. *Формованный наноструктурированный микропористый углеродный сорбент и способ его получения*. Патент РФ 2736586. Заявл. 09.07.2019, опублик. 18.11.2020.

- [7] Shubin I.N., Popova A.A. Features of implementation options for the process of high-temperature activation of carbon material. *Journal of Advanced Materials and Technologies*, 2023, vol. 8, no. 1, pp. 41–48, doi:10.17277/jamt. 2023.01. pp. 041-048.
- [8] Benaddi H., Badosz T.J., Jagiello J. et al. Surface functionality and porosity of activated carbons obtained from chemical activation of wood. *Carbon*, 2000, vol. 38, no. 5, pp. 669–674, doi: [https://doi.org/10.1016/S0008-6223\(99\)00134-7](https://doi.org/10.1016/S0008-6223(99)00134-7)
- [9] Чесноков Н.В., Микова Н.М., Иванов И.П. и др. Получение углеродных сорбентов химической модификацией ископаемых углей и растительной биомассы. *Журнал Сибирского федерального университета. Сер. Химия*, 2014, т. 7, № 1, с. 42–53.
- [10] Zhu Y., Murali S., Stoller M.D., et al. Carbon-based supercapacitors produced by activation of graphene. *Science*, 2011, vol. 332, no. 6037, pp. 1537–1541, doi: <https://doi.org/10.1126/science.1200770>
- [11] Lozano-Castello D., Calo J.M., Cazorla-Amoros D. et al. Carbon activation with KOH as explored by temperature programmed techniques, and the effects of hydrogen. *Carbon*, 2007, vol. 45, no. 13, pp. 2529–2536, doi: <https://doi.org/10.1016/j.carbon.2007.08.021>
- [12] Jiménez V., Sánchez P., Valverde J.L. et al. Influence of the activating agent and the inert gas (type and flow) used in an activation process for the porosity development of carbon nanofibers. *J. Colloid. Interface Sci.*, 2009, vol. 336, no. 2, pp. 712–722, doi: <https://doi.org/10.1016/j.jcis.2009.04.017>
- [13] Teng H., Wang S.C. Preparation of porous carbons from phenol-formaldehyde resins with chemical and physical activation. *Carbon*, 2000, vol. 38, no. 6, pp. 817–824, doi: [https://doi.org/10.1016/S0008-6223\(99\)00160-8](https://doi.org/10.1016/S0008-6223(99)00160-8)
- [14] Хейфец М.Л. Проектирование комплексов технологического оборудования для аддитивного и субтрактивного производства. *Наукоемкие технологии в машиностроении*, 2020, № 11, с. 40–48, doi: <https://doi.org/10.30987/2223-4608-2020-11-40-48>
- [15] Русецкий А.М., ред. *Теоретические основы проектирования технологических комплексов*. Минск, Беларусь. наука, 2012. 239 с.
- [16] Чижик С.А., Хейфец М.Л., Филатов С.А. Перспективы развития технологических комплексов аддитивного синтеза композиционных материалов и формообразования изделий. *Механика машин, механизмов и материалов*, 2014, № 4, с. 68–74.
- [17] Попова А.А., Мишуков Е.Д., Скрипкин Ю.В. и др. Комплексный подход в разработке аппаратурно-технологического оформления производства перспективных материалов. *Заметки ученого*, 2021, № 3–1, с. 60–66.
- [18] Рухов А.В., Таров Д.В., Дьячкова Т.П. и др. Методика проектирования аппаратурного оформления производств углеродных нанотрубок и полупродуктов на их основе. *Известия высших учебных заведений. Сер. Химия и химическая технология*, 2019, т. 62, № 3, с. 94–101, doi: <https://doi.org/10.6060/ivkkt.20196203.5959>
- [19] Niu J.J., Nong J. Effect of temperature on chemical activation of carbon nanotubes. *Solid State Sci.*, 2008, vol. 10, no. 9, pp. 1189–1193, doi: <https://doi.org/10.1016/j.solidstatesciences.2007.12.016>
- [20] Frackowiak E., Delpeux S., Jurewicz K. et al. Enhanced capacitance of carbon nanotubes through chemical activation. *Chem. Phys. Lett.*, 2002, vol. 361, no. 1–2, pp. 35–41, doi: [https://doi.org/10.1016/S0009-2614\(02\)00684-X](https://doi.org/10.1016/S0009-2614(02)00684-X)
- [21] Kookos K., Perkins J.D. Regulatory control structure selection of linear systems. *Comput. Chem. Eng.*, 2002, vol. 26, no. 6, pp. 875–887, [https://doi.org/10.1016/S0098-1354\(02\)00013-3](https://doi.org/10.1016/S0098-1354(02)00013-3)
- [22] Borisenko A.B., Karpushkin S.V. Hierarchy of processing equipment configuration design problems for multiproduct chemical plants. *J. Comput. Syst. Sci. Int.*, 2014, vol. 53, no. 3, pp. 410–419, doi: <https://doi.org/10.1134/S1064230714030046>
- [23] Lopez-Arevalo I., Banares-Alcantara R., Aldea A. et al. A hierarchical approach for the redesign of chemical processes. *Knowl. Inf. Syst.*, 2007, vol. 12, no. 2, pp. 169–201, doi: <https://doi.org/10.1007/s10115-006-0060-4>
- [24] Zhou Y.M. Designing for complexity: using divisions and hierarchy to manage complex tasks. *Organ. Sci.*, vol. 24, no. 2, pp. 339–355, doi: <https://doi.org/10.1287/orsc.1120.0744>

- [25] Попова А.А., Шубин И.Н., Гусейнов М.К. Особенности получения высокопористого углеродного материала. *Вестник ДГУ. Серия 1. Естественные науки*, 2021, т. 36, № 4, с. 7–12, doi: <https://doi.org/10.21779/2542-0321-2021-36-4-7-12>
- [26] Ткачев А.Г., Мележик А.В., Шубин И.Н. и др. *Реактор для активации углеродного материала*. Патент РФ 2768123. Заявл. 09.04.2021, опубл. 23.03.2022.
- [27] Ткачев А.Г., Попова А.А., Шубин И.Н. *Реактор для активации микро- и мезопористого углеродного материала*. Патент РФ 2768879 Заявл. 09.04.2021, опубл. 25.03.2022.
- [28] Попова А.А., Шубин И.Н. Анализ влияния режимных параметров процесса высокотемпературной химической активации на конструкционный материал оборудования. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, № 8, с. 24–32, doi: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2022-8-24-32>

References

- [1] Mishchenko S.V., Tkachev A.G. *Uglerodnye nanomaterialy. Proizvodstvo, svoystva, primeneniye* [Carbon nanomaterials. Production, properties, application]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008. 320 p. (In Russ.).
- [2] Fenelonov V.B. *Poristyy uglerod* [Porous carbon]. Novosibirsk, Institut kataliza SO RAN Publ., 1995. 513 p. (In Russ.).
- [3] Popova A.A., Aliev R.E., Shubin I.N. Features of nanoporous carbon material synthesis. *Advanced Materials and Technologies*, 2020, no. 3, pp. 28–32.
- [4] Tkachev A.G., Melezhik A.V., Solomakho G.V. *Sposob polucheniya mezoporistogo ugleroda* [Method of obtaining mesoporous carbon]. Patent RU 2620404. Appl. 26.01.2016, publ. 25.05.2017. (In Russ.).
- [5] Dyachkova T.P., Tkachev A.G. *Metody funktsionalizatsii i modifitsirovaniya uglerodnykh nanotrubok* [Methods for functionalization and modification of carbon nanotubes]. Moscow, Spektr Publ., 2013. 152 p. (In Russ.).
- [6] Tkachev A.G., Memetov N.R., Kucherova A.E. et al. *Formovanny nanostrukturirovanny mikroporistyy uglerodnyy sorbent i sposob ego polucheniya* [Molded nanostructured microporous carbon sorbent and a method for production thereof]. Patent RU 2736586. Appl. 09.07.2019, publ. 18.11.2020. (In Russ.).
- [7] Shubin I.N., Popova A.A. Features of implementation options for the process of high-temperature activation of carbon material. *Journal of Advanced Materials and Technologies*, 2023, vol. 8, no. 1, pp. 41–48, doi:10.17277/jamt. 2023.01. pp. 041-048.
- [8] Benaddi H., Badosz T.J., Jagiello J. et al. Surface functionality and porosity of activated carbons obtained from chemical activation of wood. *Carbon*, 2000, vol. 38, no. 5, pp. 669–674, doi: [https://doi.org/10.1016/S0008-6223\(99\)00134-7](https://doi.org/10.1016/S0008-6223(99)00134-7)
- [9] Chesnokov N.V., Mikova N.M., Ivanov I.P. et al. Synthesis of carbon sorbents by chemical modification of fossil coals and plant biomass. *Zhurnal Sibirskogo federalnogo universiteta. Ser. Khimiya* [Journal of Siberian Federal University. Chemistry], 2014, vol. 7, no. 1, pp. 42–53. (In Russ.).
- [10] Zhu Y., Murali S., Stoller M.D., et al. Carbon-based supercapacitors produced by activation of graphene. *Science*, 2011, vol. 332, no. 6037, pp. 1537–1541, doi: <https://doi.org/10.1126/science.1200770>
- [11] Lozano-Castello D., Calo J.M., Cazorla-Amoros D. et al. Carbon activation with KOH as explored by temperature programmed techniques, and the effects of hydrogen. *Carbon*, 2007, vol. 45, no. 13, pp. 2529–2536, doi: <https://doi.org/10.1016/j.carbon.2007.08.021>
- [12] Jiménez V., Sánchez P., Valverde J.L. et al. Influence of the activating agent and the inert gas (type and flow) used in an activation process for the porosity development of carbon nanofibers. *J. Colloid. Interface Sci.*, 2009, vol. 336, no. 2, pp. 712–722, doi: <https://doi.org/10.1016/j.jcis.2009.04.017>
- [13] Teng H., Wang S.C. Preparation of porous carbons from phenol-formaldehyde resins with chemical and physical activation. *Carbon*, 2000, vol. 38, no. 6, pp. 817–824, doi: [https://doi.org/10.1016/S0008-6223\(99\)00160-8](https://doi.org/10.1016/S0008-6223(99)00160-8)
- [14] Kheyfets M.L. Design of technological equipment complex for additive and subtractive production. *Naukoemkie tekhnologii v mashinostroenii* [Science Intensive Technologies

- in Mechanical Engineering], 2020, no. 11, pp. 40–48, doi: <https://doi.org/10.30987/2223-4608-2020-11-40-48> (in Russ.).
- [15] Rusetskiy A.M., ed. *Teoreticheskie osnovy proektirovaniya tekhnologicheskikh kompleksov* [Theoretical fundamentals of technological complex designing]. Minsk, Belarus. navuka Publ., 2012. 239 p. (In Russ.).
- [16] Chizhik S.A., Kheyfets M.L., Filatov S.A. Prospects for the development of technological systems of composite materials additive synthesis and products shaping. *Mekhanika mashin, mekhanizmov i materialov* [Mechanics of Machines, Mechanisms and Materials], 2014, no. 4, pp. 68–74. (In Russ.).
- [17] Popova A.A., Mishukov E.D., Skripkin Yu.V. et al. Comprehensive approach in development of hardware and technological design for production of perspective materials. *Zametki uchenogo*, 2021, no. 3–1, pp. 60–66. (In Russ.).
- [18] Rukhov A.V., Tarov D.V., Dyachkova T.P. et al. Methods of designing hardware decoration of productions of carbon nanotubes and by-products on their basis. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Ser. Khimiya i khimicheskaya tekhnologiya* [Chemchemtech], 2019, vol. 62, no. 3, pp. 94–101, doi: <https://doi.org/10.6060/ivkkt.20196203.5959> (in Russ.).
- [19] Niu J.J., Nong J. Effect of temperature on chemical activation of carbon nanotubes. *Solid State Sci.*, 2008, vol. 10, no. 9, pp. 1189–1193, doi: <https://doi.org/10.1016/j.solidstatesciences.2007.12.016>
- [20] Frackowiak E., Delpeux S., Jurewicz K. et al. Enhanced capacitance of carbon nanotubes through chemical activation. *Chem. Phys. Lett.*, 2002, vol. 361, no. 1–2, pp. 35–41, doi: [https://doi.org/10.1016/S0009-2614\(02\)00684-X](https://doi.org/10.1016/S0009-2614(02)00684-X)
- [21] Kookos K., Perkins J.D. Regulatory control structure selection of linear systems. *Comput. Chem. Eng.*, 2002, vol. 26, no. 6, pp. 875–887, [https://doi.org/10.1016/S0098-1354\(02\)00013-3](https://doi.org/10.1016/S0098-1354(02)00013-3)
- [22] Borisenko A.B., Karpushkin S.V. Hierarchy of processing equipment configuration design problems for multiproduct chemical plants. *J. Comput. Syst. Sci. Int.*, 2014, vol. 53, no. 3, pp. 410–419, doi: <https://doi.org/10.1134/S1064230714030046>
- [23] Lopez-Arevalo I., Banares-Alcantara R., Aldea A. et al. A hierarchical approach for the redesign of chemical processes. *Knowl. Inf. Syst.*, 2007, vol. 12, no. 2, pp. 169–201, doi: <https://doi.org/10.1007/s10115-006-0060-4>
- [24] Zhou Y.M. Designing for complexity: using divisions and hierarchy to manage complex tasks. *Organ. Sci.*, vol. 24, no. 2, pp. 339–355, doi: <https://doi.org/10.1287/orsc.1120.0744>
- [25] Popova A.A., Shubin I.N., Guseynov M.K. Features of the technology for producing nanoporous carbon material. *Vestnik DGU. Seriya 1. Estestvennyye nauki* [Herald of Dagestan State University. Series 1. Natural Sciences], 2021, vol. 36, no. 4, pp. 7–12, doi: <https://doi.org/10.21779/2542-0321-2021-36-4-7-12> (in Russ.).
- [26] Tkachev A.G., Melezhik A.V., Shubin I.N. et al. *Reaktor dlya aktivatsii uglerodnogo materiala* [Carbon material activation reactor]. Patent RU 2768123. Appl. 09.04.2021, publ. 23.03.2022. (In Russ.).
- [27] Tkachev A.G., Popova A.A., Shubin I.N. *Reaktor dlya aktivatsii mikro- i mezoporistogo uglerodnogo materiala* [Reactor for activating a micro- and mesoporous carbon material]. Patent RU 2768879 Appl. 09.04.2021, publ. 25.03.2022. (In Russ.).
- [28] Popova A.A., Shubin I.N. Analysis of the effect of regime parameters of high-temperature chemical activation process on the structural material of the equipment. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2022, no. 8, pp. 24–32, doi: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2022-8-24-32> (in Russ.).

Статья поступила в редакцию 16.12.2022

Информация об авторах

ШУБИН Игорь Николаевич — кандидат технических наук, доцент кафедры «Техника и технологии производства нанопродуктов». ФГБОУ ВО «Тамбовский государственный технический университет» (392000, Тамбов, Российская Федерация, ул. Советская, д. 106, e-mail: i.shubin77@yandex.ru).

ПОПОВА Алена Алексеевна — кандидат технических наук, специалист по корпоративной социальной ответственности департамента по корпоративным коммуникациям. АО «ПРОГРЕСС» (550000, Липецк, Российская Федерация, ул. Ангарская, д. 2, e-mail: alyona.popova.93@list.ru).

Information about the authors

SHUBIN Igor Nikolaevich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Equipment and Technology for the Production of Nanoproducts. Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education Tambov State Technical University (392000, Tambov, Russian Federation, Sovetskaya St., Bldg. 106, e-mail: i.shubin77@yandex.ru).

POPOVA Alena Alekseevna — Candidate of Science (Eng.), Corporate Social Responsibility Specialist of the Corporate Communications Department of PROGRESS JSC (550000, Lipetsk, Russian Federation, Angarskaya St., Bldg. 2, e-mail: alyona.popova.93@list.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Шубин И.Н., Попова А.А. Совершенствование аппаратурно-технологического оформления производства высокопористого углеродного материала. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 6, с. 58–65, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-58-65

Please cite this article in English as:

Shubin I.N., Popova A.A. Improving hardware and technological design of the highly porous carbon material production. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 6, pp. 58–65, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-58-65



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана предлагает читателям монографию Н.В. Быкова «Внутрикамерные процессы, параметрический и структурный синтез газодинамических баллистических установок»

Рассмотрены методы математического и численного моделирования внутрикамерных процессов в лабораторных газодинамических баллистических установках (на сжатом газе, на смеси химически реагирующих газов, пороховых, с гидродинамическим эффектом), а также методы их параметрического (задача баллистического проектирования) и структурно-параметрического синтеза.

Для научных работников и инженеров, также может быть полезна студентам старших курсов и аспирантам.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; <https://bmstu.press>

УДК 621.9; 620.17; 620.19

doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-66-71

Вихревой механизм изнашивания твердосплавного инструмента

Ю.Г. Кабалдин, А.А. Башков, И.Д. Замураев, С.В. Иванов

Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева

Vortex wear mechanism of the carbide tools

Yu.G. Kabaldin, A.A. Bashkov, I.D. Zamuraev, S.V. Ivanov

Nizhny Novgorod State Technical University named after R.E. Alekseev

Исследован механизм изнашивания твердосплавного режущего инструмента, связанного с реализацией вихревых мод деформации в прирезцовых слоях стружки. Высокая степень деформации в приконтактных слоях стружки вызывает аморфизацию локальных объемов и поворот частиц обрабатываемого материала. Показано, что в отличие от ламинарного движения частиц стружки, при вихревом движении на зерно карбидной фазы дополнительно действует крутящий момент, что увеличивает амплитуду раскочки зерен и облегчает их вырыв. Указаны пути повышения износостойкости твердосплавного инструмента за счет осаждения твердых покрытий. Изложен механизм повышения стойкости инструмента при осаждении на него покрытий.

Ключевые слова: прирезцовые слои стружки, высокая степень деформации, вихревые моды, структура твердых сплавов, вырыв зерен карбидной фазы, износостойкость твердосплавного инструмента

The paper reveals and studies the mechanism of the carbide cutting tool wear associated with the vortex deformation modes in the chip near-cutting layers. High deformation degree in the chip near-contact layers causes amorphization of local volumes and rotation of the particles of the material being machined. It is shown that, the torque is additionally acting on the carbide phase grain in contrast to the laminar motion of chip particles in the vortex motion. This circumstance both increases the grains swing amplitude and facilitates their extraction. The ways to increase wear resistance of the carbide tools by deposition of the hard coatings are indicated. Mechanism is described for improving the tool life with the coating deposition on it.

Keywords: chip near-cutting layers, high degree of deformation, vortex modes, carbide alloy structure, carbide phase grain extraction, carbide tool wear resistance

Процессы трения и изнашивания режущего инструмента (РИ) принято рассматривать с позиции термодинамики открытых систем. В связи с этим в трибологических системах происходит накопление и рассеивание энергии упругой деформации ΔU_d и тепла Q [1–3]:

$$A_{\text{тр}} = \Delta U_d + Q, \quad (1)$$

где $A_{\text{тр}}$ — работа трения.

Уравнение (1) основано на первом и втором законах термодинамики. При этом полагают, что сила трения F и интенсивность изнашивания будут определяться диссипативными (вторичными) структурами, формируемыми в поверхностном (приконтактном) слое. Однако теория диссипативных структур не позволяет охватить все вопросы такого сложного явления, как процессы трения и изнашивания.

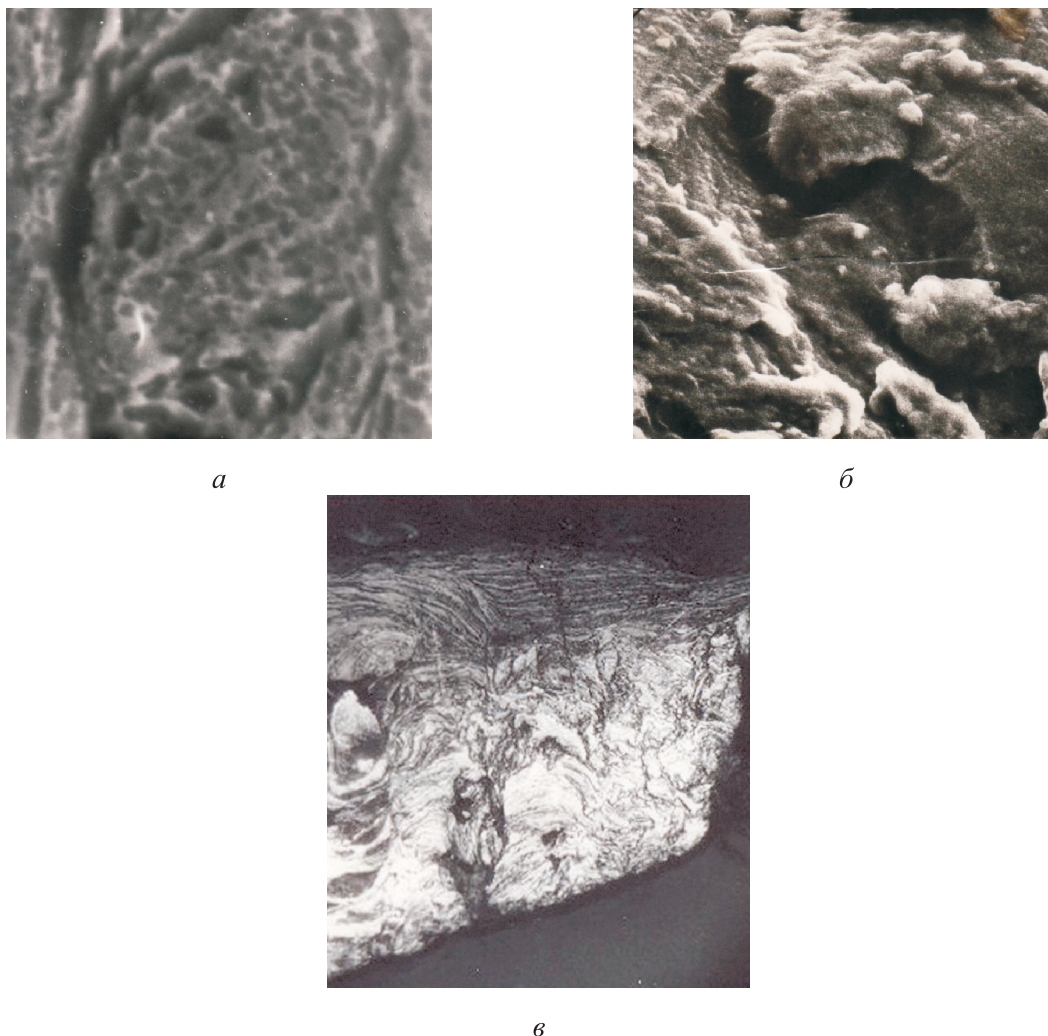


Рис. 1. Картины вихревого движения частиц ОМ в прирезцовых слоях стружки после резания стали 20 (при увеличении $\times 200$):

a — в толще стружки; *б* — на прирезцовой поверхности; *в* — на подошве нароста

Цель работы — изучение влияния вихревых мод деформации в прирезцовых слоях стружки на изнашивание РИ.

Изнашивание РИ — процесс постепенного удаления с поверхностного слоя частиц, соизмеримых с размером одного или нескольких зерен, реализуемый на мезоскопическом уровне [1, 2]. В ходе изнашивания РИ первичные очаги вырыва в виде отдельных зерен обусловлены, прежде всего, их раскачкой под действием вихревого движения частиц обрабатываемого материала (ОМ) в прирезцовых слоях стружки. Вырыв группы зерен происходит по другому механизму.

В работах [4, 5] показано, что процесс пластического течения частиц ОМ в тонких прирезцовых слоях стружки имеет сложный характер. При установившемся резании в прирезцо-

вых слоях стружки возможно плавление деформированных объемов ОМ и вихревое движение частиц (рис. 1). Вихревые структуры возникают на подошвах нароста и прирезцовой поверхности стружки (см. рис. 1), что приводит к раскачке и вырыву зерен карбидной фазы (рис. 2).

Схемы вырыва зерен при ламинарном и вихревом движениях частиц ОМ в прирезцовых слоях стружки приведены на рис. 3. Видно, что в отличие от ламинарного движения частиц стружки, при их вихревом движении на зерно карбидной фазы дополнительно действует крутящий момент M , что увеличивает амплитуду раскачки зерен Δ и облегчает их вырыв.

Условие отрыва зерна карбидной фазы с контактной поверхности твердосплавного РИ мелкомасштабным вихрем можно записать следующим образом:

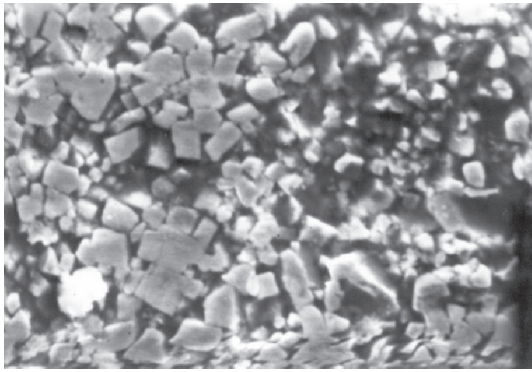


Рис. 2. Микроструктура сплава BK8 после резания стали 45 (при увеличении $\times 5000$)

$$F = \pi R^2 q_N; \quad F < F_0,$$

где F — сила сопротивления отрыву вихря; R — радиус зерна; q_N — удельное нормальное давление; F_0 — сила отрыва вихря.

Условие микроразрушения поверхностных слоев РИ можно представить как

$$\tau_p \gg \tau_a \gg \tau_F,$$

где τ_p — прочность самого слабого звена в структуре инструментального материала; τ_a — прочность адгезионной связи подошвы вихря с инструментальным материалом; τ_F — касательные напряжения на контактных поверхностях РИ.

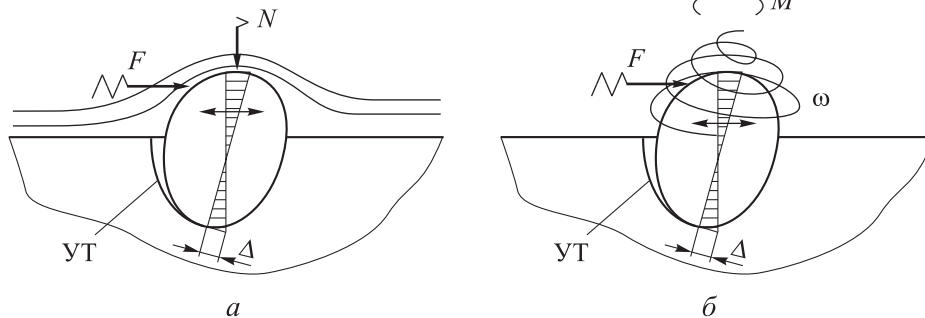


Рис. 3. Схемы вырыва зерен при ламинарном (а) и вихревом (б) движениях частиц ОМ в прирезцовых слоях стружки:

УТ — усталостная трещина; ω — угловая скорость вихря

Расчетные значения начальной собственной частоты зерна карбидной фазы в ТС при различных значениях среднего размера зерна

ТС	Начальная собственная частота $f_{0F} \cdot 10^{-9}$, Гц, при среднем размере зерна \bar{d} , мкм		
	1	3	6
WC + Co	8,90	2,90	1,40
WC + 40 % Co + 60 % Re	10,80	3,93	1,96
TiC + Co	15,40	5,20	2,64
TaC + Co	14,90	4,90	2,48

Структура твердых сплавов (ТС), широко применяемых в качестве материала РИ, включает в себя тугоплавкие карбиды (TiC, WC, TiCN и т. д.) и связующую фазу (кобальт, сплав никеля и молибдена и др.).

Расчетные значения начальной частоты собственных колебаний f_{0F} зерна карбидной фазы в разных ТС при различных значениях среднего размера зерна \bar{d} приведены в таблице. Видно, что начальные частоты собственных колебаний зерна карбидной фазы являются высокими. Аналогичные значения имеют начальные частоты собственных колебаний зерен в направлении силы $N f_{0N}$. Расчет частоты f_{0F} позволил определить степень влияния на нее размера зерна карбидной фазы, вида тугоплавкого соединения, материала связки и т. д.

Анализ результатов расчета позволяет заключить, что начальная частота собственных колебаний зерна карбидной фазы f_{0F} зависит от его массы (размера) больше, чем от вида связки и ее упругих характеристик (модулей упругости и сдвига). Кроме того, на частоту f_{0F} влияет толщина прослойки связующей фазы.

Расчет начальной собственной частоты колебаний зерна карбидной фазы f_{0F} позволил уточнить механизм вихревого износа ТС. В частности, напряжения и в целом усталостные процессы в связке будут определяться ин-

тенсивностью (амплитудой) раскочки зерна карбидной фазы, которая зависит не только от его массы (размера) и толщины связующей прослойки, но и от «приведенной» массы вследствие адгезионных явлений, особенно при увлечении зерна движущейся стружкой, когда амплитуда раскочки зерен и напряжения в связке будут резко возрастать.

В связи с этим начальная собственная частота колебаний зерна карбидной фазы f_{0F} будет снижаться, а коэффициент $K = \nu/f_{0F}$ (ν — частота, в первом приближении соответствующая частоте образования элемента стружки) возрастать.

Модели зерен карбидной фазы в ТС группы ВК на поверхности пластины, приведены на рис. 4, где *a* — зерна, полностью погруженные в кобальтовую связку ТС группы ВК; *б*, *в* — зерна, выступающие из нее на некоторую высоту после алмазной заточки.

Неоднородная циклическая деформация зерен поверхностных слоев под действием касательных напряжений на передней поверхности РИ τ_F повышает амплитуду раскочки зерен Δ и их вырыв (см. рис. 3).

Микротрещины, образующиеся на межзеренных и межфазных границах из-за циклического раскачивания зерен, карбидов или агрегатов в процессе резания, облегчают их вырыв с поверхности ТС, которые абразивно воздействуют на нижерасположенные зерна карбидов на контактной поверхности РИ.

Динамическая модель зерна тугоплавкого соединения в ТС показана на рис. 5, *a*. Зерно имеет как упругие связи вследствие контакта с другими зернами, так и демпфирующие из-за обволакивания его связующей фазой.

Экспериментальные исследования стойкости ТС различных марок при обработке нормализованной стали 45 показали, что у ТС группы ТТК эффективность выше, чем у ТС группы ТК и ВК. Это обусловлено прочностью как зерен ТаС, так и межзеренных и межфазных границ в сплавах группы ТТК.

Повышение износостойкости ТС достигается осаждением на них твердых покрытий [5–10]. Динамическая модель зерна тугоплавкого соединения в покрытии показана на рис. 5, *б*. В отличие от предыдущего случая (см. рис. 5, *a*), зерно тугоплавкого соединения в покрытии имеет только жесткие связи.

Покрытия — это сплошной нитридный (либо карбидный) каркас, обладающий низкой хрупкой прочностью (трещиностойкостью). Для уве-

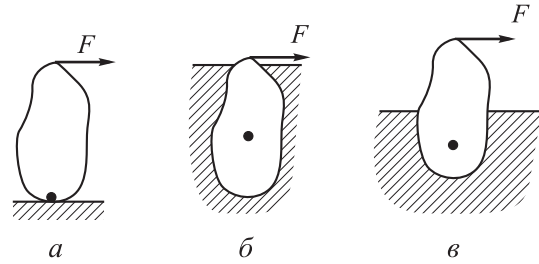


Рис. 4. Модели зерен карбидной фазы на поверхности пластины, полностью погруженных в кобальтовую связку ТС группы ВК (*a*) и выступающих из нее на некоторую высоту после алмазной заточки (*б*, *в*)

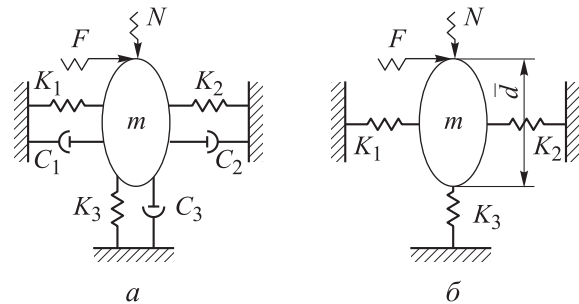


Рис. 5. Динамические модели зерна тугоплавкого соединения в ТС (*a*) и покрытия (*б*): K_1, K_2, K_3 — коэффициенты упругости; C_1, C_2, C_3 — коэффициенты демпфирования; m — масса зерна

личения этого параметра покрытие выполняют многослойным, т. е. в его состав вводят промежуточные мягкие слои из тугоплавких металлов. Это в свою очередь повышает демпфирующие свойства покрытия, трещино- и износостойкость твердосплавного инструмента.

Отсутствие кобальтовой связки в покрытиях уменьшает их адгезионную активность, а также интенсивность воздействия на контактные поверхности РИ вихревых мод деформации в прирезцовых слоях стружки, вследствие чего возрастает стойкость РИ [9].

Выводы

1. Исследован новый механизм изнашивания твердосплавного инструмента, обусловленный пластической неустойчивостью обрабатываемого материала в прирезцовых слоях стружки. Высокие удельные давления инициируют ротационные моды деформации.

2. Предложены пути снижения интенсивности вихревого механизма изнашивания РИ, зависящей от структуры инструментального материала (ТС).

Литература

- [1] Кабалдин Ю.Г. Структурно-энергетический подход к процессу изнашивания твердых сплавов. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 1986, № 4, с. 127–131.
- [2] Кабалдин Ю.Г. *Структура, прочность и износостойкость композиционных инструментальных материалов*. Владивосток, Дальнаука, 1996. 188 с.
- [3] Рыжкин А.А. *Теплофизические процессы при изнашивании инструментальных режущих материалов*. Ростов-на-Дону, ДГТУ, 2005. 311 с.
- [4] Кабалдин Ю.Г. Механизмы деформации срезаемого слоя и стружкообразование при резании. *Вестник машиностроения*, 1993, № 7, с. 25–30.
- [5] Кабалдин Ю.Г. Трение и износ при резании. *Вестник машиностроения*, 1995, № 1, с. 26–31.
- [6] Чапорова И.Н., Чернявский К.С. *Структура твердых сплавов*. Москва, Металлургия, 1975. 248 с.
- [7] Табаков В.П., Чихранов А.В. *Износостойкие покрытия режущего инструмента, работающие в условиях непрерывного резания*. Ульяновск, УлГТУ, 2007. 255 с.
- [8] Кабалдин Ю.Г., Серый С.В. Оптимизация составов и функциональных свойств наноструктурных покрытий для режущего инструмента методом функционала электронной плотности. *Вестник машиностроения*, 2011, № 5, с. 49–54.
- [9] Кабалдин Ю.Г., Кретинин О.В., Шатагин Д.А. и др. *Выбор состава и структуры износостойких наноструктурных покрытий для твердосплавного режущего инструмента на основе квантово-механического моделирования*. Москва, Инновационное машиностроение, 2017. 216 с.
- [10] Верещака А.С. *Работоспособность режущего инструмента с покрытием*. Москва, Машиностроение, 1993. 336 с.

References

- [1] Kabaldin Yu.G. Structural-energetic approach to the wear process of hard alloys. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 1986, no. 4, pp. 127–131. (In Russ.).
- [2] Kabaldin Yu.G. *Struktura, prochnost i iznosostoykost kompozitsionnykh instrumentalnykh materialov* [Structure, strength and wear resistance of composite tool materials]. Vladivostok, Dalnauka Publ., 1996. 188 p. (In Russ.).
- [3] Ryzhkin A.A. *Teplofizicheskie protsessy pri iznashivanii instrumentalnykh rezhushchikh materialov* [Thermophysical processes in wear of tool cutting materials]. Rostov-na-Donu, DGTU Publ., 2005. 311 p. (In Russ.).
- [4] Kabaldin Yu.G. Mechanisms of sheared layer deformation and chip formation during cutting. *Vestnik mashinostroeniya*, 1993, no. 7, pp. 25–30. (In Russ.).
- [5] Kabaldin Yu.G. Friction and wear at cutting. *Vestnik mashinostroeniya*, 1995, no. 1, pp. 26–31. (In Russ.).
- [6] Chaporova I.N., Chernyavskiy K.S. *Struktura tverdykh splavov* [Structure of hard alloys]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1975. 248 p. (In Russ.).
- [7] Tabakov V.P., Chikhranov A.V. *Iznosostoykie pokrytiya rezhushchego instrumenta, rabotayushchie v usloviyakh nepreryvnogo rezaniya* [Wear-resistant coatings of cutting tools operating under conditions of continuous cutting]. Ulyanovsk, UIGTU, 2007. 255 p. (In Russ.).
- [8] Kabaldin Yu.G., Seryy S.V. Optimizing the composition and properties of nanostructural coatings for cutting tools on the basis of the electron-density functional. *Vestnik mashinostroeniya*, 2011, no. 5, pp. 49–54. (In Russ.). (Eng. version: *Russ. Engin. Res.*, 2011, vol. 31, no. 5, pp. 458–464, doi: <https://doi.org/10.3103/S1068798X11050078>)
- [9] Kabaldin Yu.G., Kretinin O.V., Shatagin D.A. et al. *Vybor sostava i struktury iznosostoykikh nanostrukturnykh pokrytiy dlya tverdosplavnogo rezhushchego instrumenta na osnove kvantovo-mekhanicheskogo modelirovaniya* [Selection of composition and structure of wear-resistant nanostructured coatings for carbide cutting tools based on quantum-

mechanical modeling]. Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie Publ., 2017. 216 p. (In Russ.).

- [10] Vereshchaka A.S. *Rabotosposobnost rezhushchego instrumenta s pokrytiem* [Workability of cutting tools with coatings]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1993. 336 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 28.12.2022

Информация об авторах

КАБАЛДИН Юрий Георгиевич — заслуженный деятель науки и техники РФ, доктор технических наук, профессор кафедры «Технология и оборудование машиностроения». Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексева (603155, Нижний Новгород, Российская Федерация, ул. Минина, д. 24, e-mail: uru.40@mail.ru).

БАШКОВ Андрей Алексеевич — аспирант кафедры «Технология и оборудование машиностроения». Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексева (603155, Нижний Новгород, Российская Федерация, ул. Минина, д. 24, e-mail: kicliu@mail.ru).

ЗАМУРАЕВ Иван Дмитриевич — аспирант кафедры «Технология и оборудование машиностроения». Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексева (603155, Нижний Новгород, Российская Федерация, ул. Минина, д. 24, e-mail: iv_zamuraev@mail.ru).

ИВАНОВ Сергей Владимирович — аспирант кафедры «Технология и оборудование машиностроения». Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексева (603155, Нижний Новгород, Российская Федерация, ул. Минина, д. 24, e-mail: ivanov.serega.2016@mail.ru).

Information about the authors

KABALDIN Yuriy Georgievich — Honored Scientist of the Russian Federation, Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Machine Building Technology and Equipment. Nizhny Novgorod State Technical University named after R.E. Alekseev (603155, Nizhny Novgorod, Russian Federation, Minin St., Bldg. 24, e-mail: uru.40@mail.ru).

BASHKOV Andrey Alekseevich — Postgraduate, Technology and Equipment of Mechanical Engineering Department. Nizhny Novgorod State Technical University named after R.E. Alekseev (603155, Nizhny Novgorod, Russian Federation, Minin St., Bldg. 24, e-mail: kicliu@mail.ru).

ZAMURAEV Ivan Dmitrievich — Postgraduate, Technology and Equipment of Mechanical Engineering Department. Nizhny Novgorod State Technical University named after R.E. Alekseev (603155, Nizhny Novgorod, Russian Federation, Minin St., Bldg. 24, e-mail: iv_zamuraev@mail.ru).

IVANOV Sergey Vladimirovich — Postgraduate, Technology and Equipment of Mechanical Engineering Department. Nizhny Novgorod State Technical University named after R.E. Alekseev (603155, Nizhny Novgorod, Russian Federation, Minin St., Bldg. 24, e-mail: ivanov.serega.2016@mail.ru).

Пробьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Кабалдин Ю.Г., Башков А.А., Замураев И.Д., Иванов С.В. Вихревой механизм изнашивания твердосплавного инструмента. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 6, с. 66–71, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-66-71

Please cite this article in English as:

Kabalidin Yu.G., Bashkov A.A., Zamuraev I.D., Ivanov S.V. Vortex wear mechanism of the carbide tools. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 6, pp. 66–71, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-66-71

УДК 621.65, 532.542

doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-72-78

Эффективность насоса системы подачи смазочно-охлаждающей жидкости

Н.Л. Великанов, В.А. Наумов

Калининградский государственный технический университет

Efficiency of the pump in the lubricating and cooling fluid supply system

N.L. Velikanov, V.A. Naumov

Kaliningrad State Technical University

Охлаждение и смазка являются важнейшими процессами при выполнении таких операций, как резка, сверление и шлифование заготовок из металла. При обработке изделия необходимо доставлять смазочно-охлаждающую жидкость в зону работы инструмента в нужном объеме, что обеспечивают насос и соединительный трубопровод. Работа насоса существенным образом зависит от свойств смазочно-охлаждающей жидкости, в частности от ее вязкости, которая влияет на подачу, напор и затраты энергии. Предложен алгоритм определения гидравлических характеристик насоса при подаче смазочно-охлаждающей жидкости. В качестве примера рассмотрены погружные вертикальные центробежные насосы, разработанные для применения в системах охлаждения и подачи смазочно-охлаждающей жидкости станков. Приведены эмпирические зависимости напора, затраченной мощности, коэффициента полезного действия и показателя удельных энергетических затрат насоса от подачи воды. Полученные зависимости пересчитаны для условий работы насоса с жидкостями, вязкость которых значительно выше, чем у воды. Показано, что вязкость существенно меняет характеристики насоса при его работе в сети.

Ключевые слова: погружной центробежный насос, смазочно-охлаждающая жидкость, кинематическая вязкость, напорная характеристика

Cooling and lubrication are the most important processes in such operations as the metal workpiece cutting, drilling and grinding. It becomes necessary in machining a workpiece to supply the lubricating and cooling fluids to the tool operation zone in the required amount, which is provided by the pump and the connecting pipeline. Pump operation essentially depends on properties of the lubricating and cooling fluid, in particular, on its viscosity affecting the flow, pressure and energy costs. The paper propose an algorithm for determining the pump hydraulic characteristics, when supplying the lubricating and cooling fluid. As an example, the submersible vertical centrifugal pumps were considered designed for using in the machines cooling systems and systems supplying the lubricating and cooling fluid. Empirical dependences are presented of the pump head, consumed power, efficiency and indicator of the specific energy cost on the water supply. The obtained dependences were recalculated for the pump operating conditions with liquids, which viscosity was much higher than that of water. It is shown that viscosity significantly changes the pump characteristics during its operation in the network.

Keywords: submersible centrifugal pump, lubricating and cooling fluid, kinematic viscosity, head characteristic

Работа системы подачи смазочно-охлаждающей жидкости (СОЖ) зависит от свойств СОЖ, материалов и геометрических характеристик трубопроводов и параметров насоса. Так как повышение эффективности насоса системы подачи СОЖ является актуальной задачей, ее решению посвящены многие современные работы.

В статье [1] изучено влияние условий охлаждения и смазки на трибологические характеристики СОЖ при высоком контактном давлении. Исследованы сухое состояние, жидкий азот, снег из двуокиси углерода и две жидкости разного типа для обработки металлов при минусовой температуре. Установлено, что использование криогенных сред существенно снижает тепловую нагрузку.

Хорошие теплофизические, реологические и трибологические свойства показывают наножидкости, вследствие чего их необходимо исследовать [2].

Технологический процесс резки представляет собой многопараметрическую открытую термодинамическую систему. По результатам исследования [3] сделаны выводы о том, что применение СОЖ существенно изменяет характер протекания трибологических процессов в контактной зоне и определяет состояние диссипативных структур. Совместное воздействие покрытия и СОЖ на режущий инструмент оказывает синергетическое влияние на состояние диссипативных структур, что позволяет более эффективно управлять режущим инструментом, обеспечивает долговечность и качество обработанной поверхности [3].

При механической обработке СОЖ вносит значительный вклад в себестоимость продукции, 15...20 % общих затрат на обработку приходится на охлаждение и смазку, поэтому в настоящее время проводятся исследования, направленные на снижение расхода СОЖ [4, 5]. Это поможет не только повысить производительность и экологичность обработки, но и уменьшить ее стоимость. Технология смазки в минимальном количестве снижает стоимость СОЖ.

В работе [4] определено влияние глубины резания, скорости вращения шпинделя и подачи на усилие резания при торцевом фрезеровании алюминия с использованием базовой жидкости и гибридной наножидкости. Причем при обработке с гибридной наножидкостью сила резания оказалась выше, чем при фрезеровании с базовой жидкостью [4].

Полимерные композиционные материалы (ПКМ), армированные углеродным волокном (углепластиком), получили широкое применение в различных областях промышленности (включая аэрокосмическую и автомобильную), благодаря их исключительным физическим и механическим свойствам [6].

Вследствие неоднородности структуры ПКМ их обработка часто оказывается более сложной, чем резание металлов. В частности, наиболее распространенный способ сборки компонентов — сверление — нередко является самой ответственной операцией, особенно в аэрокосмическом секторе, где требуются детали высочайшего качества и целостности поверхности. Обычно все ПКМ обрабатываются в сухих условиях.

Несмотря на недостатки, связанные с сухим сверлением (например, плохая шероховатость поверхности), существует необходимость в разработке процессов, позволяющих получать детали хорошего качества, демонстрирующие улучшенную целостность поверхности.

В работе [6] сделан вывод, что сверление углепластикового материала с использованием охлаждающей жидкости (смазки) превосходит сухое сверление за счет получения деталей более высокого качества. В статье [7] выявлено значительное влияние геометрических характеристик рабочего инструмента и условий охлаждения на целостность поверхности углепластиков.

Жаропрочный сплав Инконель 718 трудно поддается механической обработке из-за его высокой ударной вязкости и хорошей прокаливаемости. Установлено [8], что такая обработка более эффективна при добавлении графена в СОЖ.

Продолжаются исследования различных аспектов применения СОЖ в современных станках [9]. Подача СОЖ осуществляется с помощью специальных центробежных насосов. В статьях [10, 11] гидравлический расчет выполнен для СОЖ малой вязкости, сравнимой с водой.

Цель работы — исследование влияния кинематической вязкости на работу насоса системы подачи СОЖ.

Представленные в настоящее время на рынке насосы предназначены, как правило, для подачи СОЖ с кинематической вязкостью 1...90 мм²/с.

Наибольшее распространение на современном производстве получили масляные эмуль-

сии, синтетические и полусинтетические СОЖ [12, 13]. Их вязкость может быть довольно высокой, изменяясь в широких пределах в зависимости от состава и температуры. Например, кинематическая вязкость СОЖ Houghton Garia 601 M-22 составляет 55, 22 и 4,5 мм²/с при температуре 20, 40 и 100 °С соответственно [14]. Имеются также и аналоги российского производства с высокой кинематической вязкостью.

СОЖ, модифицированные дисперсными наполнителями, проявляют свойства неньютоновской жидкости, у которой кинематическая вязкость зависит от градиента скорости течения ω . При достаточно больших значениях градиента (например, при $\omega > 20 \text{ с}^{-1}$ [15]) свойства таких СОЖ и ньютоновских жидкостей не различаются. Поэтому будем использовать расчетные методы для ньютоновских жидкостей.

Методы исследования. Производители насосов для подачи СОЖ [16, 17] размещают в открытом доступе результаты их испытаний, как правило, на воде. Так, в каталоге [16] указано, что приведенные рабочие характеристики насоса справедливы для СОЖ с кинематической вязкостью не более 5 мм²/с.

Исследуем рабочие характеристики вертикального центробежного насоса (далее насос) AST-30 [17]. Насосы серии AST специально разработаны для применения в системах охлаждения и подачи СОЖ станков.

Рабочие характеристики насоса AST-30 при перекачивании воды с частотой вращения ротора $n = 3200 \text{ мин}^{-1}$ ($53,3 \text{ с}^{-1}$) приведены на рис. 1. Расчетные зависимости напора H и затраченной мощности N насоса от подачи воды Q , как и в статье [11], получены путем

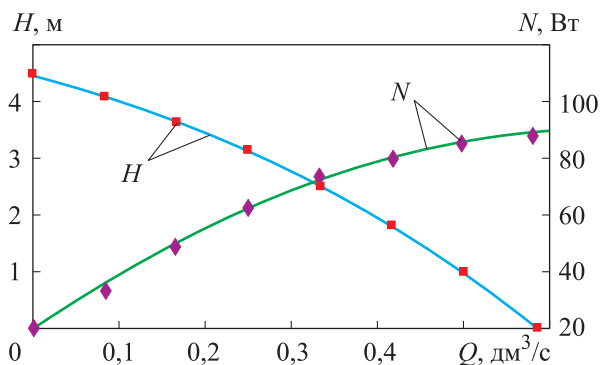


Рис. 1. Зависимости напора H и затраченной мощности N насоса AST-30 от подачи воды Q при температуре $T = 20^\circ\text{C}$: точки — данные испытаний [17]; линии — результаты расчета по выражению (1)

аппроксимации многочленами второго порядка

$$H = H_0 + a_1Q + a_2Q^2, \quad N = N_0 + b_1Q + b_2Q^2, \quad (1)$$

где $H_0, a_1, a_2, N_0, b_1, b_2$ — эмпирические константы, подобранные по результатам испытаний.

На сайтах производителей отсутствуют показатели энергетической эффективности насоса (КПД) η и показатель удельных энергетических затрат (УЭЗ) E . Их можно рассчитать по выражениям

$$\eta = 100Qp/N; \quad E = N/Q, \quad (2)$$

где p — давление на выходе насоса.

Зависимости КПД η и УЭЗ E насоса AST-30 от подачи воды Q при температуре 20 °С, полученные путем расчета по выражениям (2), показаны на рис. 2.

Как видно из рис. 2, КПД насоса AST-30 невысок. КПД, составляющий 13,7 %, достигается при подаче воды $Q = 0,233 \text{ дм}^3/\text{с}$. При большей подаче воды КПД насоса AST-30 ухудшается (падает), в то время как УЭЗ продолжает улучшаться (уменьшаться).

Пересчитаем рабочие характеристики AST-30 на перекачивание СОЖ Houghton Garia 601 M-22 при температуре $T = 20^\circ\text{C}$, кинематической вязкости $\nu = 55 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}$ и плотности $\rho = 882 \text{ кг}/\text{м}^3$ в соответствии с рекомендациями государственного стандарта [18].

При перекачивании воды с наибольшим КПД $\eta_{0w} = 0,137$ насос имеет следующие параметры: $Q_{0w} = 0,839 \text{ м}^3/\text{ч}$; $H_{0w} = 3,238 \text{ м}$; $N_{0w} = 53,7 \text{ Вт}$. По формулам, приведенным в работе [18], определяем значения аналогов числа Рейнольдса Re_q и коэффициента быстроходности n_q :

$$Re_q = \frac{\sqrt[3]{Q_{0w}^2 n}}{\nu} = \frac{\sqrt[3]{0,839^2 \cdot 3200}}{55} = 0,239;$$

$$n_q = \frac{n \left(\frac{Q_{0w}}{3600} \right)^{0,5}}{H_{0w}^{0,75}} = \frac{3200 \left(\frac{0,839}{3600} \right)^{0,5}}{3,238^{0,75}} = 20,29.$$

Вспомогательный параметр

$$B = \frac{16,5}{\sqrt[12]{60 n_q \sqrt{Re_q}}} = \frac{16,5}{\sqrt[12]{60 \cdot 20,29 \cdot \sqrt{0,239}}} = 18,69.$$

Проверяем выполнение всех ограничений применения методики [18]: жидкость можно считать ньютоновской; кинематическая вяз-

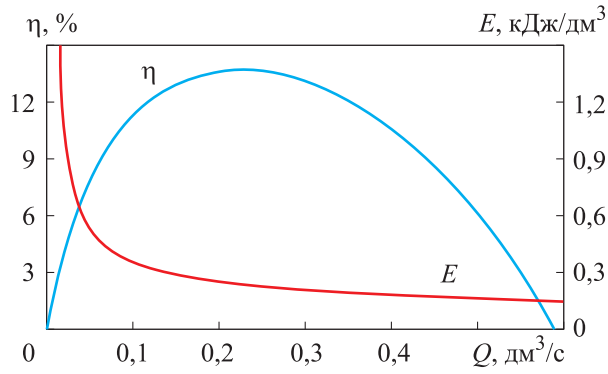


Рис. 2. Зависимости КПД η и УЭЗ E насоса AST-30 от подачи воды Q при температуре $T = 20^\circ\text{C}$

кость жидкости, на которую проводим пересчет, составляет $1 \dots 3000 \text{ мм}^2/\text{с}$; при работе насоса на воде в точке максимального КПД подача Q_{0w} должна составлять $0,6 \dots 260,0 \text{ м}^3/\text{ч}$; коэффициент быстроходности $n_q < 60$; напор $H_{0w} = 3 \dots 130 \text{ м}$; значение вспомогательного параметра удовлетворяет неравенству $1 < B < 40$.

Поправочные коэффициенты вычисляем следующим образом:

$$C_H = C_Q = \exp[-0,165(\log B)^{3,15}] = 0,703; \quad (3)$$

$$C_\eta = B^{-0,0547 B^{0,69}} = 0,299.$$

Результаты исследования и их обсуждение.

Согласно формуле (3), в точке максимального КПД напор и подача составят 70,3 % значений аналогичных параметров при перекачивании воды: $Q_0 = 0,164 \text{ дм}^3/\text{с}$; $H_0 = 2,271 \text{ м}$. Максимальный КПД при перекачивании столь вязкой СОЖ $\eta_0 = 4,1 \%$. Отсюда с учетом плотности СОЖ затраченная мощность возрастет до $N_0 = 131 \text{ Вт}$. Следовательно, показатель УЭЗ увеличится с 230 до $\sim 800 \text{ Дж}/\text{дм}^3$.

Результаты пересчета для других значений вязкости СОЖ, выполненного аналогичным образом, приведены на рис. 3.

Как видно из рис. 3, а и б, увеличение кинематической вязкости СОЖ приводит к повышению затраченной мощности насоса и уменьшению его подачи и напора H , т. е. ПЭЭ ухудшаются (КПД падает, УЭЗ растут).

С ростом подачи СОЖ КПД насоса сначала возрастает, достигая максимума, а затем постепенно снижается (рис. 3, в). Тогда как УЭЗ (рис. 3, г) продолжает уменьшаться (а энергетическая эффективность насоса повышаться) и после прохождения максимума КПД. При подборе насоса необходимо учитывать этот факт.

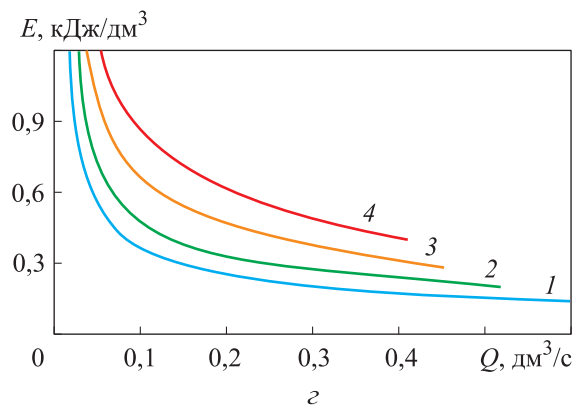
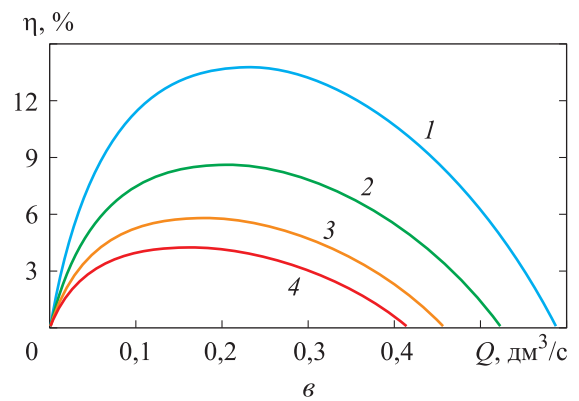
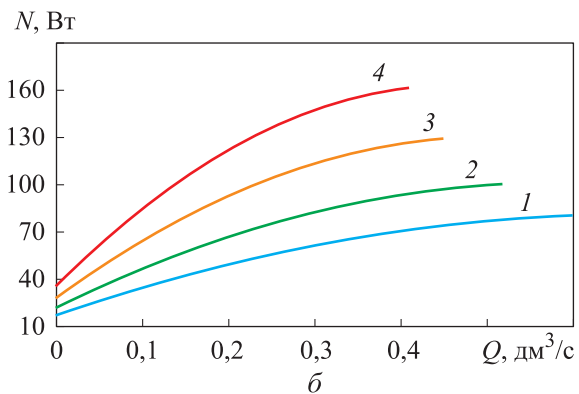
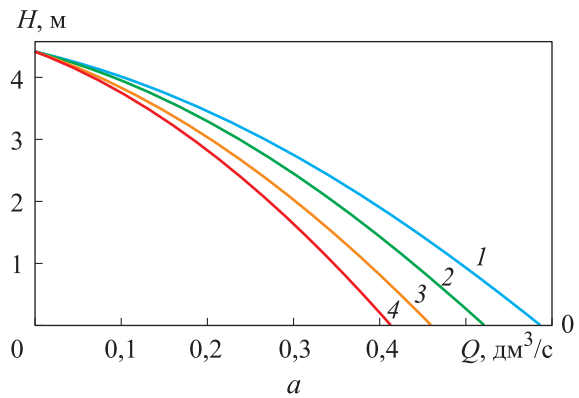


Рис. 3. Зависимости напора H (а), затраченной мощности N (б), КПД η и УЭЗ E насоса AST-30 от подачи СОЖ Q при различных значениях ее кинематической вязкости:
 1 — $\nu = 1 \text{ мм}^2/\text{с}$ (вода); 2 — $\nu = 10 \text{ мм}^2/\text{с}$;
 3 — $\nu = 30 \text{ мм}^2/\text{с}$; 4 — $\nu = 55 \text{ мм}^2/\text{с}$

Выводы

1. Кинематическая вязкость жидкости существенным образом влияет на работу системы подачи СОЖ. В частности, у насоса снижаются подача, напор и повышается затраченная мощность. Это приводит к уменьшению КПД и увеличению удельных энергетических затрат.

2. При фиксированной кинематической вязкости с ростом подачи КПД сначала возрастает, достигая максимума, а затем убывает. В то же время удельные энергетические затраты продолжают падать и после прохождения максимума КПД.

3. Использование полученных результатов позволит более обосновано подбирать насос в системе подачи СОЖ на стадии проектирования.

Литература

- [1] Basten S., Seis L., Oehler M. et al. Tribological behaviour of AISI 4140 and WC-Co carbides during dry condition, using cryogenic media, and sub-zero metalworking fluids at high contact stresses. *Wear*, 2023, vol. 512–513, art. 204525, doi: <https://doi.org/10.1016/j.wear.2022.204525>
- [2] Patel J., Soni A., Barai D.P. et al. A minireview on nanofluids for automotive applications: current status and future perspectives. *Appl. Therm. Eng.*, 2023, vol. 219-A, art. 119428, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.119428>
- [3] Mokriskij B.Ya., Morozova A.V. Controlling the parameters of the cutting technological system by the dissipative structures state. ICIE 2022. *Springer*, 2022, pp. 934–943, doi: https://doi.org/10.1007/978-3-031-14125-6_91
- [4] Tiwari R.Sh., Vats P., Singh T. et al. An investigation on effect of hybrid nanofluids in end milling of aluminium 6061 alloy. In: *Advances in mechanical and energy technology*. Springer, 2022, pp. 85–97, doi: https://doi.org/10.1007/978-981-19-1618-2_9
- [5] Urmi W.T., Rahman M.M., Safiei W. et al. Effects of minimum quantity lubrication technique in different machining processes — a comprehensive review. *J. Adv. Res. Fluid Mech. Therm. Sci.*, 2022, vol. 90, no. 2, pp. 135–159, doi: <https://doi.org/10.37934/arfmts.90.2.135159>
- [6] Nagaraj A., Uysal A., Gururaja S. et al. Analysis of surface integrity in drilling carbon fiber reinforced polymer composite material under various cooling/lubricating conditions. *J. Manuf. Process.*, 2022, vol. 82, pp. 124–137, doi: <https://doi.org/10.1016/j.jmapro.2022.07.065>
- [7] Rodriguez I., Soriano D., Ortiz-De-Zarate G. et al. Effect of tool geometry and lco₂cooling on cutting forces and delamination when drilling CFRP composites using PCD tools. *Procedia CIRP*, 2022, vol. 108, pp. 752–757, doi: <https://doi.org/10.1016/j.procir.2022.03.116>
- [8] Maddamasetty A., Bodduru K., Bevara S. et al. Performance evaluation of graphene added nanofluids and self-lubricating tools in machining Inconel 718. *World Journal of Engineering*, 2022, vol. 19, no. 4, pp. 583–593, doi: <https://doi.org/10.1108/WJE-02-2021-0074>
- [9] Лебедев В.А., Алиев М.М., Тороп Ю.А. Оценка влияния смазочно-охлаждающих средств на протекание диссипативных процессов трения и резания материалов. *Трение и износ*, 2022, т. 43, № 2, с. 160–167.
- [10] Великанов Н.Л., Наумов В.А., Корягин С.И. Гидравлический расчет системы подачи смазочно-охлаждающей жидкости в зону обработки материала. *Вестник машиностроения*, 2017, № 10, с. 70–74.
- [11] Великанов Н.Л., Наумов В.А., Корягин С.И. Исследование характеристик центробежных погружных насосов. *Вестник машиностроения*, 2018, № 4, с. 3–6.
- [12] Виноградов Д.В. *Основные виды смазочно-охлаждающих технологических средств, применяемых при резании металлов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 96 с.
- [13] Кирейнов А.В., Есов В.Б. Современные тенденции применения смазочно-охлаждающих технологических средств при лезвийной обработке труднообрабатываемых материалов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, № 2, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-2-1591>
- [14] Медведева В.В. Реологические особенности смазочных материалов содержащих дисперсные наполнители на основе гидросиликатов магния. *Научно-технические ведомости*

- мости СПбПУ. *Естественные и инженерные науки*, 2017, т. 23, № 4, с. 141–148, doi: <https://doi.org/10.18721/JEST230414>
- [15] Houghton Garia 601 M-22. *quaker-houghton.ru: веб-сайт*. URL: <https://quaker-houghton.ru/products/oils/garia/garia-601-m22/> (дата обращения: 09.09.2022).
- [16] Catalog of Sacemi electric pumps. *sacemigamar.com: веб-сайт*. URL: <https://www.sacemigamar.com/en/download/> (дата обращения: 09.09.2022).
- [17] Погружные вертикальные центробежные насосы серии AST. *gra.by: веб-сайт*. URL: <https://gra.by/index.pl?act=PRODUCT&id=969> (дата обращения: 09.09.2022).
- [18] ГОСТ 33967–2016. *Насосы центробежные для перекачивания вязких жидкостей*. Поправки к рабочим характеристикам. Москва, Стандартинформ, 2017. 18 с.

References

- [1] Basten S., Seis L., Oehler M. et al. Tribological behaviour of AISI 4140 and WC-Co carbides during dry condition, using cryogenic media, and sub-zero metalworking fluids at high contact stresses. *Wear*, 2023, vol. 512–513, art. 204525, doi: <https://doi.org/10.1016/j.wear.2022.204525>
- [2] Patel J., Soni A., Barai D.P. et al. A minireview on nanofluids for automotive applications: current status and future perspectives. *Appl. Therm. Eng.*, 2023, vol. 219-A, art. 119428, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.119428>
- [3] Mokriskij B.Ya., Morozova A.V. Controlling the parameters of the cutting technological system by the dissipative structures state. ICIE 2022. *Springer*, 2022, pp. 934–943, doi: https://doi.org/10.1007/978-3-031-14125-6_91
- [4] Tiwari R.Sh., Vats P., Singh T. et al. An investigation on effect of hybrid nanofluids in end milling of aluminium 6061 alloy. In: *Advances in mechanical and energy technology*. Springer, 2022, pp. 85–97, doi: https://doi.org/10.1007/978-981-19-1618-2_9
- [5] Urmi W.T., Rahman M.M., Safiei W. et al. Effects of minimum quantity lubrication technique in different machining processes — a comprehensive review. *J. Adv. Res. Fluid Mech. Therm. Sci.*, 2022, vol. 90, no. 2, pp. 135–159, doi: <https://doi.org/10.37934/arfmts.90.2.135159>
- [6] Nagaraj A., Uysal A., Gururaja S. et al. Analysis of surface integrity in drilling carbon fiber reinforced polymer composite material under various cooling/lubricating conditions. *J. Manuf. Process.*, 2022, vol. 82, pp. 124–137, doi: <https://doi.org/10.1016/j.jmapro.2022.07.065>
- [7] Rodriguez I., Soriano D., Ortiz-De-Zarate G. et al. Effect of tool geometry and lco2cooling on cutting forces and delamination when drilling CFRP composites using PCD tools. *Procedia CIRP*, 2022, vol. 108, pp. 752–757, doi: <https://doi.org/10.1016/j.procir.2022.03.116>
- [8] Maddamasetty A., Bodduru K., Bevara S. et al. Performance evaluation of graphene added nanofluids and self-lubricating tools in machining Inconel 718. *World J. Eng.*, 2022, vol. 19, no. 4, pp. 583–593, doi: <https://doi.org/10.1108/WJE-02-2021-0074>
- [9] Lebedev V.A., Aliev M.M., Torop Yu.A. Evaluation of the influence of lubricating and cooling agents on the course of dissipative processes and cutting of materials. *Trenie i iznos*, 2022, vol. 43, no. 2, pp. 160–167. (In Russ.). (Eng. version: *J. Frict. Wear*, 2022, vol. 43, no. 1, pp. 108–113, doi: <https://doi.org/10.3103/S1068366622020076>)
- [10] Velikanov N.L., Naumov V.A., Koryagin S.I. Hydraulic analysis of coolant-cutting fluid feed to material processing zone. *Vestnik mashinostroeniya*, 2017, no. 10, pp. 70–74. (In Russ.).
- [11] Velikanov N.L., Naumov V.A., Koryagin S.I. Research of characteristics of centrifugal submersible pumps. *Vestnik mashinostroeniya*, 2018, no. 4, pp. 3–6. (In Russ.).
- [12] Vinogradov D.V. *Osnovnye vidy smazочно-okhlazhdayushchikh tekhnologicheskikh sredstv, primenyaemykh pri rezanii metallov* [The main types of lubricants and coolants used in metal cutting.]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2018. 96 p. (In Russ.).
- [13] Kireynov A.V., Esov V.B. Contemporary trends in cutting fluid usage for high-performance machining of materials with poor machinability. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2017, no. 2, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-2-1591> (in Russ.).

- [14] Medvedeva V.V. The rheological features of lubricating materials containing dispersed fillers based on hydrosilicates of magnesium. *Nauchno-tehnicheskie vedomosti SPbPU. Estestvennye i inzhenernye nauki* [St. Petersburg state polytechnic university journal of engineering science and technology], 2017, vol. 23, no. 4, pp. 141–148, doi: <https://doi.org/10.18721/JEST230414> (in Russ.).
- [15] Houghton Garia 601 M-22. *quaker-houghton.ru: website*. URL: <https://quaker-houghton.ru/products/oils/garia/garia-601-m22/> (accessed: 09.09.2022).
- [16] Catalog of Sacemi electric pumps. *sacemigamar.com: website*. URL: <https://www.sacemigamar.com/en/download/> (accessed: 09.09.2022).
- [17] Pogruzhnye vertikalnye tsentrobezhnye nasosy serii AST [AST series submersible vertical centrifugal pumps]. *gpa.by: website*. URL: <https://gpa.by/index.pl?act=PRODUCT&id=969> (accessed: 09.09.2022). (In Russ.).
- [18] GOST 33967–2016. *Nasosy tsentrobezhnye dlya perekachivaniya vyazkikh zhidkostey. Popravki k rabochim kharakteristikam* [State standard GOST 33967-2016. Centrifugal pumps pumping viscous liquids. Corrections for operating characteristics]. Moscow, Standartinform Publ., 2017. 18 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 24.12.2022

Информация об авторах

ВЕЛИКАНОВ Николай Леонидович — доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой судостроения, судоремонта и морской техники. Калининградский государственный технический университет (236000, Калининград, Российская Федерация, Советский проспект, д. 1, e-mail: monolit8@yandex.ru).

НАУМОВ Владимир Аркадьевич — доктор технических наук, профессор, профессор кафедры техносферной безопасности и природообустройства. Калининградский государственный технический университет (236000, Калининград, Российская Федерация, Советский пр-т, д. 1, e-mail: van-old@mail.ru).

Information about the authors

VELIKANOV Nikolai Leonidovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Head of the Department of Shipbuilding, Ship Repair and Marine Technology. Kaliningrad State Technical University (236000, Kaliningrad, Russian Federation, Sovetsky Ave., Bldg. 1, e-mail: monolit8@yandex.ru).

NAUMOV Vladimir Arkadievich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Professor of the Department of Technosphere Safety and Environmental Management. Kaliningrad State Technical University (236000, Kaliningrad, Russian Federation, Sovetsky Ave., Bldg. 1, e-mail: van-old@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Великанов Н.Л., Наумов В.А. Эффективность насоса системы подачи смазочно-охлаждающей жидкости. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 6, с. 72–78, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-72-78

Please cite this article in English as:

Velikanov N.L., Naumov V.A. Efficiency of the pump in the lubricating and cooling fluid supply system. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 6, pp. 72–78, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-72-78

УДК 622.323/621.6.078

doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-79-88

Методологические принципы стендовых испытаний газосепараторов установок погружных электроцентробежных насосов для добычи нефти

А.В. Трулев¹, С.Ф. Тимушев², В.О. Ломакин³, Е.М. Шмидт¹

¹ ООО «Римера-Алнас»

² Московский авиационный институт

³ МГТУ им. Н.Э. Баумана

Methodological principles of bench testing the gas separators of the submersible electric centrifugal pump installations in oil production

A.V. Trulev¹, S.F. Timushev², V.O. Lomakin³, E.M. Shmidt¹

¹ Rimeria-Alnas LLC

² Moscow Aviation Institute (National Research University)

³ Bauman Moscow State Technical University

В нефтедобывающих скважинах с высоким содержанием свободного газа повышение эффективности работы центробежных насосов достигается их комплектацией газосепараторами, в которых до поступления на вход насоса у перекачиваемой среды большая часть свободного газа отбирается и отводится в затрубное пространство скважины. Применение газосепараторов является одним из основных способов защиты насосов от вредного влияния свободного газа. В связи с этим актуальной задачей является проведение корректных стендовых испытаний газосепараторов как неотъемлемой части мероприятий, направленных на совершенствование их конструкции и эффективности. Выполнен анализ существующих стендов и методик испытания газосепараторов установок погружных электроцентробежных насосов для добычи нефти. Предложена методика и пневмогидравлическая схема стенда для испытаний газосепаратора с установленной на выходе секцией электроцентробежного насоса. Выработаны методологические принципы стендовых испытаний газосепаратора для определения эффективности отделения свободного газа от газожидкостной смеси.

Ключевые слова: стендовые испытания газосепараторов, установка электроцентробежных насосов, пневмогидравлическая схема стенда, газожидкостная смесь, эффективность отделения газа

Increase in efficiency of the centrifugal pumps used in the oil producing wells with high content of the free gas is achieved by equipping them with the gas separators, where most of the free gas is sorted out from the pumped medium and discharged into the well annular space before entering the pump inlet. Gas separators are one of the main means to protect pumps from the harmful effects of free gas. In this regard, an urgent task is to conduct correct bench tests of the gas separators, as an integral part of measures aimed at improving their design and efficiency. Analysis of the existing benches and test methods for gas separators of the submersible electric centrifugal pump installations for oil production was carried out. Technique and bench pneumohydraulic scheme was proposed for testing a gas separator with a section of the electric centrifugal pump installed at the outlet. Methodological

principles of bench testing the gas separator to determine efficiency of the free gas separation were developed.

Keywords: gas separators, electric submersible pump installations, bench pneumohydraulic scheme, gas-liquid mixture, gas separation efficiency

В настоящее время более двух третей нефти добывается с помощью установок погружных электроцентробежных насосов (УЭЦН). Одним из основных способов интенсификации добычи и повышения коэффициента извлечения нефти является повышение депрессии на пласт путем снижения забойного давления.

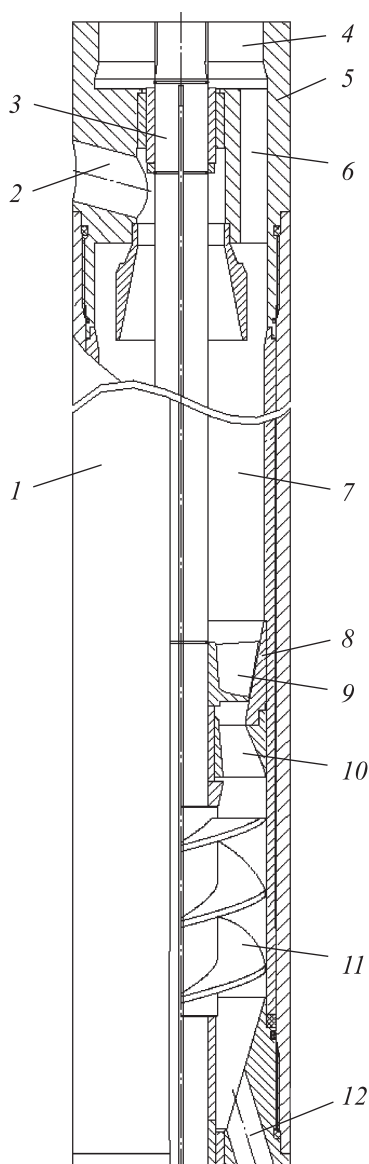


Рис. 1. Конструктивная схема ГС:
1 — корпус; 2 — выкидные отверстия для отсепарированного газа; 3 — вал; 4 — выход; 5 — головка; 6 — выходные отверстия; 7 — сепарационная камера; 8 — конусная гильза; 9 — осевое колесо; 10 — направляющий аппарат; 11 — шнек; 12 — основание с входными отверстиями

При наличии свободного газа (далее газ) заметно снижаются эффективность погружного насосного оборудования, коэффициент полезного действия (КПД) и напор.

В нефтяных скважинах с высоким содержанием газа повышение эффективности работы электроцентробежных насосов (ЭЦН) достигается применением газосепараторов (ГС), в которых до поступления на вход насоса у перекачиваемой среды большая часть газа отбирается и отводится в затрубное пространство скважины.

ГС (рис. 1) — важный элемент УЭЦН, защищающий ее от вредного влияния газа. В связи с этим становится актуальным проведение корректных стендовых испытаний ГС как неотъемлемой части мероприятий, направленных на совершенствование их конструкции.

Стенды для испытаний ГС появились практически у всех ведущих производителей погружных установок. Однако до сих пор нет общепризнанной методики испытаний ГС на эффективность отделения газа и стенда для ее реализации. Корректная методика испытаний необходима для улучшения конструкции ГС.

Цель работы — анализ существующих стендов и методик, выработка на его основе методологических принципов проведения стендовых испытаний ГС.

Рассмотрены две новые методики и пневмогидравлические схемы (ПГС) стендов для их реализации.

Первая методика позволяет выполнять сравнительные исследования ГС на серийных горизонтальных стендах испытания секций ЭЦН с минимальными дополнительными доработками, вторая — достаточно полно моделировать испытания в скважине и делать замеры в проточной части ГС.

Две основные методики стендовых испытаний ГС на эффективность сепарации газа. Существуют две основные методики испытаний ГС на эффективность сепарации газа и, соответственно, две ПГС стендов.

В ПГС стенда для реализации первой методики ГС установлен в трубе, имитирующей

скважинную колонну, на вход которой поступает поток газожидкостной смеси (ГЖС) [1–4]. В ПГС стенда для второй методики поток ГЖС подается непосредственно на вход ГС, снаружи которого в области выходных отверстий для удаления отсепарированного газа герметично установлен кожух, имитирующий скважинную колонну [5–8].

Достоинством первой методики является наиболее полная и точная имитация работы ГС в скважине с получением интегральной характеристики. Сепарация газа складывается из сепарации газа на входе основания (когда часть газа проходит мимо входа в ГС) и принудительной сепарации внутри ГС. Но так как ГС установлен в трубе, трудно измерить параметры потока внутри проточной части, хотя для ее совершенствования необходима именно эта информация. Невозможно определить, какая часть газа вошла в ГС, так как это зависит от многих факторов.

Недостаток первой методики заключается в трудности получения информации, необходимой для совершенствования проточной части внутри ГС.

Достоинством второй методики служит то, что ГЖС подается непосредственно на вход испытуемого ГС, вследствие чего точно известно, сколько газа вошло в ГС. Информация об эффективности сепарации газа внутри ГС и возможность замера параметров потока внутри ГС позволяют оценить работу элементов проточной части.

Недостатком второй методики является необходимость искусственного поддержания разницы давлений на входе в ГС и снаружи в области отверстий для выхода отсепарированного газа, что можно сделать лишь с некоторой погрешностью. Эта методика не учитывает эффективность подводящих и отводящих каналов основания и головки ГС. Также возникают трудности при моделировании поступления жидкости снаружи в каналы для отвода газа.

Анализ первой методики и стенда для ее реализации. Принципиальная схема стенда, разработанного специалистами РГУ им. И.М. Губкина, описана в работах [4, 9–11]. В качестве модельной жидкости использована вода с добавлением в нее поверхностно-активного вещества Dissolvan-4411 с объемной концентрацией 0,05 %.

Диспергирование ГЖС на входе в ГС осуществляет эжектор, в камере смешения которого происходит дробление газа. После эжектора ГЖС поступает в модель скважины, в которой установлены ГС и секция ЭЦН, состоящая из двенадцати ступеней [3, 4]. В ГС большая часть газа сепарируется и отводится в модель скважины. Дегазированная жидкость с частично оставшимся газом через гидролинию сбрасывается в бак.

Первая методика и стенд для ее реализации имеют следующие пять недостатков.

1. Подачу ГЖС можно менять только дискретно, так как эжектор, размещенный на входе в колонну, имеет сменные сопла. При установленном сопле подача жидкости не меняется, испытания проходят при ее установленном начальном значении, на которое настроен расход ГС. подача газа может увеличить расход ГЖС в 2–3 раза. Вся избыточная подача протекает мимо ГС. Происходит имитация работы в фонтанирующей скважине, в которой УЭЦН обычно не используют. Нарушаются условия течения потока на входе в ГС и в области отверстий для выхода газа [6]. С учетом того, что подача ГЖС самого ГС снижается при работе на ГЖС, скорость фонтанирования потока увеличивается.

2. УЭЦН испытывают в составе ГС и смонтированного на выходе погружного насоса, в состав которого входят двенадцать ступеней с оптимальной подачей, примерно совпадающей с подачей ГС. Но работа такого насоса очень чувствительна к дисперсности ГЖС и давлению на входе [9, 12]. Соответственно, диспергирующие устройства и элементы, расположенные в головке ГС и на его выходе, заметно меняют работу УЭЦН.

В этих условиях, как показано в статьях [1, 2], сходные по конструкции ГС имеют разную эффективность по причине установки на выходе одного из них диспергирующего элемента. Поддачи ГЖС через ГС одинаковой конструкции могут различаться и быть заметно меньше, чем начальная подача ГЖС через эжектор за счет диспергирующего модуля. Но именно начальная подача ГЖС через эжектор указана на графиках для коэффициента сепарации и допустимого содержания газа на входе в насос [1, 2].

3. Работа ГС с маломощным насосом, состоящим из двенадцати ступеней, становится зависимой от площади входных и выходных отверстий для жидкости в основании и головке ГС.

В реальной скважине при работе с полноразмерным насосом из 500 ступеней, который принудительно прокачивает через ГС определенный расход ГЖС, такой зависимости нет.

4. На выходе из колонны установлен гравитационный ГС для подготовки стендовой жидкости, эффективность которого в 100–1000 раз меньше, чем у центробежного ГС. Поэтому приходится несколько часов ожидать разделения жидкой и газовой фаз для каждого измерения, а испытания одного ГС затягиваются на несколько дней.

5. Результатом испытаний является зависимость допустимого содержания газа на входе в насос от начальной подачи жидкости. Однако ее реальная подача через ГС, как показано в статьях [1, 2], может оказаться заметно меньшей, вследствие чего возникает неточность в оценке эффективности изделия.

Несмотря на недостатки, первая методика и стенд для ее реализации позволяют сравнивать подобные конструкции ГС, результатам сравнительных испытаний можно доверять.

Однако при испытаниях ГС и этого же ГС с установленным на выходе диспергирующим модулем будут получены различные результаты эффективности сепарации газа. Это свидетельствует о недостатках первой методики и стенда для ее реализации, так как никакие диспергирующие устройства, установленные на выходе из ГС, не могут влиять на его работу и не меняют структуру потока внутри ГС.

На ПГС, приведенной в работах [8, 13], указанные недостатки устранены. Вместо эжектора на входе в колонну установлен роторный диспергатор, подачу которого можно плавно менять. Добавлено дополнительное сепарирующее устройство, имитирующее сепарацию ГЖС в колонне, удаление газа и возвращение жидкости.

Анализ второй методики и стенда для ее реализации. Принципиальная схема стенда с узлом для отвода отсепарированного газа в виде кожуха, приведена в статьях [6–8]. Стенд, разработанный специалистами АО «Римера» (ООО «Алнас»), защищен патентами [11, 14].

При испытаниях в непрерывном режиме, которые являются наиболее точными и быстрыми, целесообразно использовать центробежный ГС для разделения жидкости и газа мелкодисперсной ГЖС, вышедшей из узла отвода газа. ПГС с дополнительным центробежным ГС

описана в статье [8]. Однако в этом случае работа стенда требует специальной настройки на каждый режим.

При использовании ГС гравитационного типа для разделения жидкости и газа в установленном режиме работы необходимо перенаправить поток ГЖС, вышедшей из узла отвода газа, в специальный мерный бак. Время на разделение мелкодисперсной смеси может увеличиться в 100 раз и составлять для одного режима работы несколько часов, но процесс испытаний упрощается [7].

Работа лопастных гидромашин на паро- и газожидкостных смесях рассмотрена в трудах [17–22].

Методика для сравнительных испытаний ГС. Принципиальная ПГС стенда АО «Римера» для реализации новой методики испытаний с подводом ГЖС на вход в ГС и с секцией ЭЦН, установленной на выходе из ГС, приведена на рис. 2. Предлагаемая методика позволяет просто, быстро и качественно проводить предварительные сравнительные испытания различных конструктивных вариантов ГС.

К отличительным особенностям новой методики можно отнести то, что результатом испытаний будет сравнение напоров секции ЭЦН, установленной на выходе из ГС (рис. 3). Простота и существенно меньшее время, затрачиваемое на исследования, позволяют быстро провести предварительные испытания, проверить большое количество новых вариантов ГС и выбрать лучшие.

Стенд содержит испытуемый ГС 4 с основанием 3 и выкидными отверстиями 6 в головке, а также гидролинию отвода отсепарированной жидкости 2, линии подвода жидкости 12 и газа 11, которые объединены в линию подвода ГЖС, выполненную в виде входного модуля с диспергатором 9.

Головка (выход) диспергатора во время испытаний ГС соединена с основанием ГС. Снаружи выкидных отверстий установлен кожух 5 узла отвода газа герметично по отношению к ГС. Кожух соединен гидролинией 8 с атмосферой и входом в бак 1.

Следует отметить, что площадь сечения гидролинии 8 должна быть сравнима с суммарной площадью отверстий для выхода газа в головке ГС, а сифонный эффект — устранен.

В гидролинии 8 установлен регулирующий клапан КРЗ, поддерживающий заданное значе-

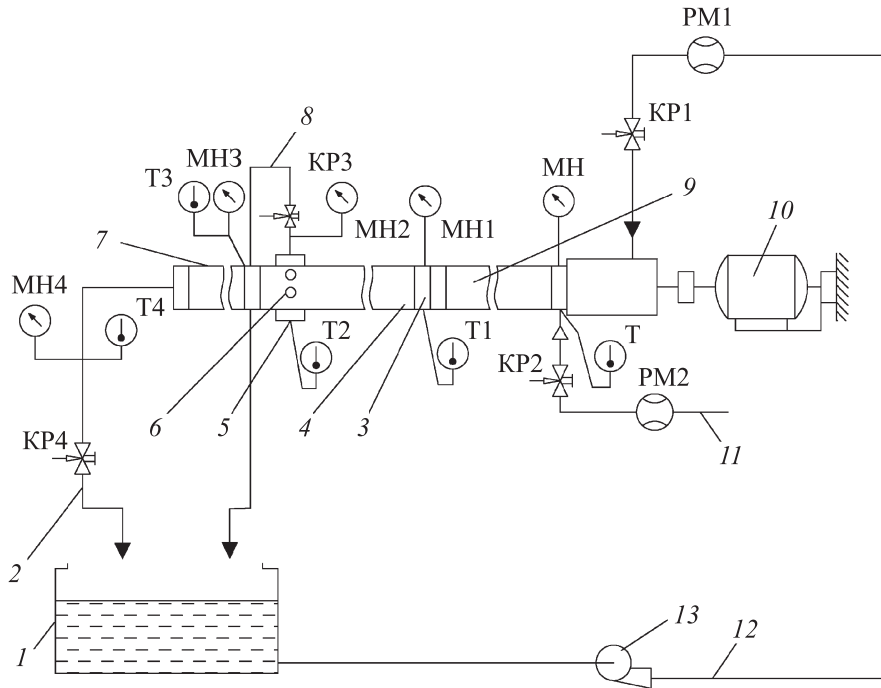


Рис. 2. Принципиальная ПГС стнда АО «Римера» для испытаний с подводом ГЖС на вход в ГС и секцией ЭЦН, установленной на выходе из ГС

ние давления в кожухе. Жидкость (вода), циркулирующая в стенде, содержится в баке.

Поступающие в ГС расходы жидкости и газа измеряются расходомерами РМ1 и РМ2 соответственно. Вышедшая из выкидных отверстий ГЖС через кожух и гидролинию 8 поступает в бак без измерения расхода. Приводом для УЭЦН с ГС служит электродвигатель 10.

На выходе из ГС установлена секция ЭЦН, рабочий диапазон которой должен совпадать с подачей ГС. Выход из этой секции через гидролинию отвода отсепарированной жидкости соединен с баком. Если площадь свободной поверхности бака недостаточна для сепарации ГЖС, то на выходе гидролинии 2 можно установить сепарирующее устройство, например, в виде полочного сепаратора.

Подача через ГС и, соответственно, через секцию ЭЦН должна задаваться регулирующим клапаном КР4. Жидкость подается в сеть насосом 13.

Давление и температуру на входе в диспергатор измеряют манометр МН и термометр Т, на входе в ГЗ — МН1 и Т1, в кожухе — МН2 и Т2, на выходе из ГС — МН3 и Т3, на выходе из секции ЭЦН — МН4 и Т4.

Давление в зоне отверстий для выхода газа p_2 должно задаваться и поддерживаться равным сумме давлений: на входе в ГС и давления

от веса столба ГЖС высотой от входа до отверстий для выхода газа.

Объемное содержание газа в ГЖС определяется выражением

$$\beta = \frac{Q_{\text{г}}}{Q_{\text{г}} + Q_{\text{ж}}},$$

где $Q_{\text{г}}$ и $Q_{\text{ж}}$ — расходы газа и жидкости, подводимые на вход в ГС, замеренные расходомерами РМ1 и РМ2 (расход газа следует привести к давлению на входе в ГС).

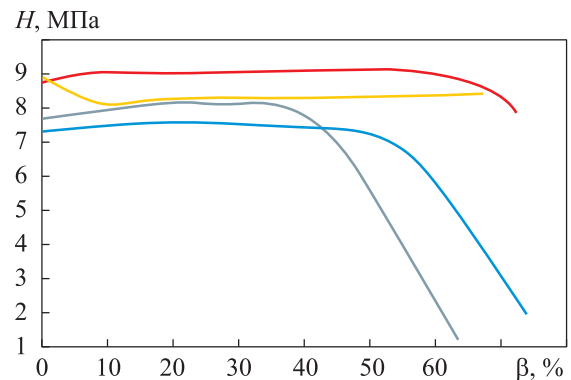


Рис. 3. Зависимости напора H от объемного содержания газа в ГЖС β , полученные при сравнительных испытаниях первого (—), второго (—), третьего (—) и четвертого (—) вариантов конструкции ГС2А с установленной на выходе секцией 2А-60 при подаче воды на вход ГС $Q = 70 \text{ м}^3/\text{сут}$

Примерный расчет требуемого перепада давлений можно сделать по формуле

$$p_2 = p_1 - \rho_{\text{см}} g h_c \cos \alpha, \quad (1)$$

где p_2 — давление в зоне отверстий для выхода газа, измеряемое манометром МН2; p_1 — давление на входе в ГС, измеряемое манометром МН1; $\rho_{\text{см}}$ — плотность ГЖС; g — ускорение; h_c — расстояние между входом в ГС и отверстиями для выхода газа; α — угол между осью ГС, функционирующего в наклонной скважине, и вертикальной осью, работа которого моделировалась на стенде; $h_c \cos \alpha$ — разница по высоте между отверстиями для входа и выхода газа с учетом отклонения ГС от вертикали.

Плотность ГЖС

$$\rho_{\text{см}} = \rho_{\text{ж}} (1 - \varphi) + \rho_{\text{г}} \varphi.$$

Здесь $\rho_{\text{ж}}$ и $\rho_{\text{г}}$ — плотности жидкости и газа, приведенные к давлению на входе в ГС; φ — мгновенное значение доли сечения потока, занятого газовой фазой, т. е. истинное содержание газа в ГЖС [15, 16],

$$\varphi = \frac{S_{\text{г}}}{S},$$

где $S_{\text{г}}$ — площадь, занятая газовой фазой; S — площадь сечения канала.

В связи с тем, что скорость движения газовой фазы при перемещении потока ГЖС вверх больше, чем у жидкости, плотность ГЖС будет выше по сравнению с вариантом, при котором скорости движения обеих фаз одинаковы.

Разница учитывается увеличивающим коэффициентом k , зависящим от диаметра пузырьков газа, градиента давления, плотности и других параметров:

$$\rho_{\text{см}} = k \frac{Q_{\text{г}} \rho_{\text{г}} + Q_{\text{ж}} \rho_{\text{ж}}}{Q_{\text{г}} + Q_{\text{ж}}}.$$

Увеличивающий коэффициент k можно определить экспериментально, измерив давления в восходящем потоке ГЖС между трубами, имитирующими пространство между ГС и обсадной колонной скважины. При расчете можно получить лишь его приближенное значение.

При объемном содержании газа в ГЖС $\beta = 50$ % увеличивающий коэффициент будет находиться в пределах 1...2. Для эксперимента в первом приближении можно принять коэффициент k равным 1,5. Давление p_2 регулируется клапаном КР3 по показаниям манометра МН2.

Таким образом, при испытаниях на горизонтальном стенде можно имитировать работу ГС при любых углах его установки в скважине.

Стендовые испытания, моделирующие работу ГС в горизонтальной скважине, приведены в патенте [14].

При сравнительных испытаниях ГС следует обеспечивать одинаковое давление на входе в ГС, для чего используют клапан поддержания давления после себя КР1.

Порядок испытаний. Перед испытаниями начальное состояние всех вентилях, кранов и клапанов — закрытое; электроприводы насоса ГС не включены.

Алгоритм испытаний включает в себя следующие шаги:

1) открытие запорных клапанов в гидролинии подвода воды; включение насоса и электродвигателя, приводящего в действие ГС и диспергатор;

2) открытие регулирующего клапана КР4, устанавливающего подачу жидкости в ГС, соответствующую примерно $1/N$ максимального запланированного расхода, где N — количество снимаемых экспериментально точек; измерение давления и подачи жидкости;

3) открытие регулирующего клапана КР2, задающего подачу газа, равную примерно $1/M$ максимального запланированного расхода, где M — количество снимаемых экспериментально точек; поступление воздуха в диспергатор, образование ГЖС;

4) установление регулирующим клапаном КР3 требуемой разницы давлений между входом в ГС и затрубным пространством в области отверстий для выхода газа в соответствии с формулой (1);

5) открытие клапана КР4 при необходимости для поддержания постоянного расхода жидкости на выходе из ГС и секции ЭЦН и, соответственно, постоянного давления на выходе из ГС и секции ЭЦН; поддержание требуемой разницы давлений по п. 4; автоматическое поддержание одинакового постоянного давления на входе в ГС клапаном поддержания давления после себя КР1;

6) измерение подачи жидкости и газа на входе в УЭЦН расходомерами РМ1 и РМ2 после достижения установившегося режима работы;

7) установление регулирующим клапаном КР2 подачи газа, равной примерно $2/M$ максимального запланированного расхода воздуха;

повтор процедуры измерений (начиная с п. 3) до достижения максимального запланированного расхода воздуха или расхода воздуха, при котором наступает срыв подачи секции ЭЦН.

8) установление регулированием клапана КР4 подачи жидкости, соответствующей примерно $2/N$ максимального запланированного расхода; повтор процедуры измерений (начиная с п. 2) до достижения максимального запланированного расхода жидкости.

Для правильного моделирования работы ГС в скважине следует поддерживать:

- перепад давлений на входе в ГС и на выходе из отверстий для отвода отсепарированного газа (измеряемого манометрами МН2 и МН1) равным перепаду давлений в этих точках в реальной скважине;

- расход жидкости на выходе из ГС неизменным и равным расходу, установленному регулирующим клапаном КР4 до начала подачи газа, при испытаниях с различным содержанием газа;

- одинаковое постоянное давление на входе в ГС клапаном поддержания давления после себя КР1 при всех режимах испытаний.

Выводы

1. Выполнен анализ существующих стендов и методик для испытаний ГС погружных роторных установок для добычи пластовой жидкости.

2. Приведены методологические принципы проведения стендовых испытаний ГС.

3. Рассмотрены две новые методики и ПГС стендов для их реализации. Первая позволяет проводить сравнительные исследования ГС на серийных горизонтальных стендах испытания секций ЭЦН с минимальными дополнительными доработками, вторая — достаточно полно моделировать испытания в скважине и делать замеры в проточной части ГС.

Литература

- [1] Деньгаев А.В., Дроздов А.Н., Вербицкий В.С. Испытания газосепараторов габарита 5А к центробежным электронасосам. *Нефтяное хозяйство*, 2004, № 6, с. 96–99.
- [2] Игrevский Л.В., Дроздов А.Н., Деньгаев А.В. и др. Стендовые испытания газосепараторов к погружным центробежным насосам. *Нефтепромысловое дело*, 2002, № 9, с. 28–32.
- [3] *Разработка газосепаратора в габарите 5 со сменными шнеками*. Отчет о НИР по договору № 80-12/05-01-12 от 15.02.2012. Москва, РГУ нефти и газа им. И.М. Губкина, 2015. 159 с.
- [4] *Обоснование и разработка рациональной ПГС стенда для экспериментальных исследований характеристики газосепараторов*. Информационный отчет по теме договора №113-УК/61-07 от 14.10.2007. Москва, РГУ нефти и газа им. И.М. Губкина, 2007. 80 с.
- [5] *Стендовые испытания газосепаратора и газосепаратора — диспергатора 4 габарита*. Отчет по договору № АЛН-ДВОУПТ/0996/18 от 19.12.2018 г. по теме. Москва, РГУ нефти и газа им. И.М. Губкина, 2018. 63 с.
- [6] Исаев Г.А., Калан В.А., Петров В.И. Проектная разработка исследовательского стенда для испытаний газосепараторов погружных насосных установок для добычи нефти. *СИНТ 2009. Разработка, производство и эксплуатация, турбо-электронасосных агрегатов и систем на их основе. Тр. V Межд. науч.-тех. конф.* Воронеж, 2009, с. 136–147.
- [7] Трулев А.В., Тимушев С.Ф., Шмидт Е.М. Особенности стендовых испытаний газосепараторов установок погружных электроцентробежных насосов для добычи нефти. *Нефть. Газ. Новации*, 2020, № 7, с. 59–66.
- [8] Трулев А.В., Тимушев С.Ф., Ломакин В.О. Концептуальные особенности методики стендовых испытаний газосепараторов установок погружных электроцентробежных насосов для добычи нефти. *Насосы. Турбины. Системы*, 2020, № 2, с. 11–27
- [9] Миронов Ю.С., Гафуров О.Г., Асылгареев А.Н. Особенности совместной работы ступеней погружного электроцентробежного насоса при откачке газожидкостной смеси. *Сб. аспирантских работ УФНИИ*, 1970, № 4, с. 146–168.
- [10] Рахматуллин Ш.И. *Кавитация в гидравлических системах магистральных нефтепроводов*. Москва, Недра, 1986. 165 с.
- [11] Калан В.А., Исаев Г.А., Петров В.И. и др. *Стенд гидравлических испытаний газосепараторов насосных установок для подачи пластовой жидкости*. Патент РФ 2425254. Заявл. 18.09.2009, опубл. 27.07.2011.

- [12] Дроздов А.Н. *Технология и техника добычи нефти погружными насосами в осложненных условиях*. Москва, МАКС Пресс, 2008. 309 с.
- [13] Трулев А.В., Ситников В.И. *Стенд для испытания газосепараторов к погружным электронасосным агрегатам*. Патент РФ 2588332. Заявл. 21.07.2015, опубл. 27.06.2016.
- [14] Трулев А.В., Леонов В.В. *Способ испытаний газосепараторов на газожидкостных смесях и стенд для его осуществления*. Патент РФ 2647175. Заявл. 21.06.2017, опубл. 14.03.2018.
- [15] Кутателадзе С.С., Стырикович М.А. *Гидравлика газожидкостных систем*. Москва, Ленинград, Госэнергоиздат, 1958. 231 с.
- [16] Тонг Л. *Теплоотдача при кипении и двухфазное течение*. Москва, Мир, 1968. 344 с.
- [17] Колпаков Л.Г., Рахматуллин Ш.И. *Кавитация в центробежных насосах при перекачке нефти и нефтепродуктов*. Москва, Недра, 1980. 143 с.
- [18] Яременко О.В. *Испытания насосов*. Москва, Машиностроение, 1976. 222 с.
- [19] Петров В.И., Чебаевский В.Ф. *Кавитация в высокооборотных лопастных насосах*. Москва, Машиностроение, 1982. 192 с.
- [20] Трулев А.В., Тимушев С.Ф., Ломакин В.О. и др. Проблемы разработки месторождений тяжелых нефтей со сложными геологическими условиями и пути их решения. *Нефть. Газ. Новации*, 2020, № 2, с. 55–60.
- [21] Trulev A., Timushev S., Lomakin V. Conceptual features of improving the flow-through parts of gas separators of submersible electric pumps systems for the production of formation fluid in order to improve the separating properties, energy efficiency and reliability. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 779, art. 012036, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/779/1/012036>
- [22] Агеев Ш.Р., Григорян Е.Е., Макиенко Г.П. *Российские установки лопастных насосов для добычи нефти и их применение*. Пермь, Пресс-Мастер, 2007. 645 с.

References

- [1] Dengaev A.V., Drozdov A.N., Verbitskiy V.S. Tests of gas separators of 5a gabarit to centrifugal electropumps. *Neftyanoe khozyaystvo* [Oil Industry], 2004, no. 6, pp. 96–99. (In Russ.).
- [2] Igrvskiy L.V., Drozdov A.N., Dengaev A.V. et al. Bench testing of gas separators for submersible centrifugal pumps. *Neftpromyslovoe delo* [Oilfield Engineering], 2002, no. 9, pp. 28–32. (In Russ.).
- [3] *Razrabotka gazoseparatora v gabarite 5 so smennymi shnekami*. Otchet o NIR po dogovoru no. 80-12/05-01-12 ot 15.02.2012 [Development of a gas separator in size 5 with replaceable augers. Report on the research contract no. 80-12 / 05-01-12 of 15.02.2012]. Moscow, RGU nefti i gaza im. I.M. Gubkina Publ., 2015. 159 p. (In Russ.).
- [4] *Obosnovanie i razrabotka ratsionalnoy PGS stenda dlya eksperimentalnykh issledovaniy kharakteristiki gazoseparatorov*. Informatsionnyy otchet po teme dogovora no.113-UK/61-07 ot 14.10.2007 [Substantiation and development of rational PGS test bench for experimental studies of gas separators characteristics. Information report on the research contract no. 113-UK/61-07 of 14.10.2007]. Moscow, RGU nefti i gaza im. I.M. Gubkina Publ., 2007. 80 p. (In Russ.).
- [5] *Stendovye ispytaniya gazoseparatora i gazoseparatora — dispergatora 4 gabarita*. Otchet po dogovoru no. ALN-DVOUPT/0996/18 ot 19.12.2018 g. po teme [Bench tests of gas separator and a gas separator-dispersant of the 4-th size. Report on the research contract no. ALN-DVOUPT/0996/18 of 19.12.2018]. Moscow, RGU nefti i gaza im. I.M. Gubkina Publ., 2018. 63 p. (In Russ.).
- [6] Isaev G.A., Kalan V.A., Petrov V.I. [Design development of a research stand for testing gas separators for submersible pump units for oil production]. *SINT 2009. Razrabotka, proizvodstvo i ekspluatatsiya, turbo-elektronasosnykh agregatov i sistem na ikh osnove*. Tr. V Mezhd. nauch.-tekh. konf. [Development, Manufacture and Exploitation of Turbo-Electric Pumping Units and Systems. Proc. V Int. Sci.-Tech. Conf.]. Voronezh, 2009, pp. 136–147. (In Russ.).
- [7] Trulev A.V., Timushev S.F., Shmidt E.M. Features of ESP gas separator bench tests for oil production purposes. *Neft. Gaz. Novatsii*, 2020, no. 7, pp. 59–66. (In Russ.).

- [8] Trulev A.V., Timushev S.F., Lomakin V.O. Conceptual features of the method of bench testing of gas separators for submersible electric centrifugal pumps for oil production. *Nasosy. Turbiny. Sistemy* [Pumps. Turbines. Systems], 2020, no. 2, pp. 11–27. (In Russ.).
- [9] Mironov Yu.S., Gafurov O.G., Asylgareev A.N. Features of joint work of submersible electric centrifugal pump stages at pumping gas-liquid mixture. *Sb. aspirantskikh rabot UFNII* [Collection of post-graduate papers of UFNII], 1970, no. 4, pp. 146–168.
- [10] Rakhmatullin Sh.I. *Kavitatsiya v gidravlicheskiykh sistemakh magistralnykh nefteprovodov* [Cavitation in hydraulic systems of main oil pipelines]. Moscow, Nedra Publ., 1986. 165 p. (In Russ.).
- [11] Kalan V.A., Isaev G.A., Petrov V.I. et al. *Stend gidravlicheskiykh ispytaniy gazoseparatorov nasosnykh ustanovok dlya podachi plastovoy zhidkosti* [Hydraulic test bench for gas separators of pump units for supply of formation fluid]. Patent RU 2425254. Appl. 18.09.2009, publ. 27.07.2011. (In Russ.).
- [12] Drozdov A.N. *Tekhnologiya i tekhnika dobychi nefi pogrulzhnyimi nasosami v oslozhnennykh usloviyakh* [Technology and technique of oil production by submersible pumps in complicated conditions]. Moscow, MAKS Press Publ., 2008. 309 p. (In Russ.).
- [13] Trulev A.V., Sitnikov V.I. *Stend dlya ispytaniya gazoseparatorov k pogrulzhnym elektronasosnym agregatam* [Test bench for testing gas separators to submersible electrically driven pump units]. Patent RU 2588332. Appl. 21.07.2015, publ. 27.06.2016. (In Russ.).
- [14] Trulev A.V., Leonov V.V. *Sposob ispytaniy gazoseparatorov na gazozhidkostnykh smesyakh i stend dlya ego osushchestvleniya* [Method of gas-separators testing on gas-liquid mixtures and bench for its implementation]. Patent RU 2647175. Appl. 21.06.2017, publ. 14.03.2018. (In Russ.).
- [15] Kutateladze S.S., Styrikovich M.A. *Gidravlika gazozhidkostnykh sistem* [Hydraulics of gas-liquid systems]. Moscow, Leningrad, Gosenergoizdat Publ., 1958. 231 p. (In Russ.).
- [16] Tong L.S. *Boiling heat transfer and two-phase flow*. CRC Press, 1997. 572 p. (Russ. ed.: *Teplootdacha pri kipenii i dvukhfaznoe techenie*. Moscow, Mir Publ., 1968. 344 p.)
- [17] Kolpakov L.G., Rakhmatullin Sh.I. *Kavitatsiya v tsentrobezhnykh nasosakh pri perekachke nefi i nefteproduktov* [Cavitation in centrifugal pumps during pumping of oil and oil products]. Moscow, Nedra Publ., 1980. 143 p. (In Russ.).
- [18] Yaremenko O.V. *Ispytaniya nasosov* [Testing of pumps]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976. 222 p. (In Russ.).
- [19] Petrov V.I., Chebaevskiy V.F. *Kavitatsiya v vysokooborotnykh lopastnykh nasosakh* [Cavitation in high-speed lobe pumps]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1982. 192 p. (In Russ.).
- [20] Trulev A.V., Timushev S.F., Lomakin V.O. et al. Problems and ways to solve the development of heavy oil fields with complex geological conditions. *Neft. Gaz. Novatsii*, 2020, no. 2, pp. 55–60. (In Russ.).
- [21] Trulev A., Timushev S., Lomakin V. Conceptual features of improving the flow-through parts of gas separators of submersible electric pumps systems for the production of formation fluid in order to improve the separating properties, energy efficiency and reliability. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2020, vol. 779, art. 012036, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/779/1/012036>
- [22] Ageev Sh.R., Grigoryan E.E., Makienko G.P. *Rossiyskie ustanovki lopastnykh nasosov dlya dobychi nefi i ikh primenenie* [Russian vane pump installations for oil production and their application]. Perm, Press-Master Publ., 2007. 645 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 18.04.2023

Информация об авторах

ТРУЛЕВ Алексей Владимирович — кандидат технических наук, главный инженер-исследователь. Отдел исследований инженерно-исследовательского управления. ООО «Римера-Алнас» (423450, Альметьевск, Российская Федерация, ул. Сургутская, д. 2, e-mail: aleksey.trulev@rimera.com).

ТИМУШЕВ Сергей Федорович — доктор технических наук, профессор кафедры 202. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125993, Москва, Российская Федерация, Волоколамское ш., д. 4, e-mail: irico.harmony@gmail.com).

ЛОМАКИН Владимир Олегович — доктор технических наук, доцент кафедры «Гидромеханика, гидромашины и гидропневмоавтоматика». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: lomakin@bmstu.ru).

ШМИДТ Евгений Мстиславович — начальник инженерно-исследовательского управления. ООО «Римера-Алнас» (423450, Альметьевск, Российская Федерация, ул. Сургутская, д. 2, e-mail: Evgeniy.Shmidt@rimera.com).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Трулев А.В., Тимушев С.Ф., Ломакин В.О., Шмидт Е.М. Методологические принципы стендовых испытаний газосепараторов установок погружных электроцентробежных насосов для добычи нефти. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 6, с. 79–88, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-79-88

Please cite this article in English as:

Trulev A.V., Timushev S.F., Lomakin V.O., Shmidt E.M. Methodological principles of bench testing the gas separators of the submersible electric centrifugal pump installations in oil production. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 6, pp. 79–88, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-79-88

Information about the authors

TRULEV Aleksey Vladimirovich — Candidate of Science (Eng.), Chief research Engineer of the Engineering and Research Department. Rimera-Alnas LLC (423450, Almetevsk, Tatarstan, Russian Federation, Surgutskay St., Bldg. 2, e-mail: aleksey.trulev@rimera.com).

TIMUSHEV Sergey Fedorovich — Doctor of Science (Eng.). Moscow Aviation Institute (National Research University) (125993, Moscow, Russian Federation, Volokolamskoye Shosse, Bldg. 4, e-mail: irico.harmony@gmail.com).

LOMAKIN Vladimir Olegovich — Doctor of Sciences (Engineering), Associate Professor, Department of Hydro Mechanics, Hydraulic Machines and Hydraulic and Pneumatic Automation. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: lomakin@bmstu.ru).

SHMIDT Evgeniy Mstislavovich — Head of the Department of Engineering and Research. Rimera-Alnas LLC (423450, Almetevsk, Tatarstan, Russian Federation, Surgutskay St., Bldg. 2, e-mail: Evgeniy.Shmidt@rimera.com).

Энергетика и электротехника

УДК 621.43.057

doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-89-98

Влияние применения сжиженного углеводородного газа на регулировки, рабочий процесс и тепловыделение тракторного дизельного двигателя

П.Ю. Малышкин¹, А.Н. Каргашевич¹, С.А. Плотников²,
Г.Э. Заболотских²

¹ УО «Белорусская государственная сельскохозяйственная академия»

² ФГБОУ ВО «Вятский государственный университет»

Influence of using the liquefied hydrocarbon gas in adjustment, operation and heat generation of the tractor diesel engine

P.Yu. Malyshkin¹, A.N. Kartashevich¹, S.A. Plotnikov², G.E. Zabolotskikh²

¹ Belarusian State Agricultural Academy

² Federal Government-financed Educational Institution of Higher Professional Education «Vyatka State University»

Проведены теоретические и экспериментальные исследования рабочего процесса дизеля 4ЧН 11,0/12,5 (Д-245.5S2) при работе на дизельном топливе с добавкой сжиженного углеводородного газа отдельной системой во впускной коллектор. Получены регрессионные зависимости удельного эффективного расхода топлива и основных экологических показателей отработавших газов дизеля от угла опережения впрыска топлива. Приведены зависимости крутящего момента, удельного эффективного расхода топлива, максимального давления в цилиндре, жесткости рабочего процесса, концентрации в отработавших газах твердых частиц, оксидов азота и их суммарной эмиссии от количества подаваемого сжиженного углеводородного газа для дизеля. Проанализированы индикаторная диаграмма и характеристики тепловыделения дизеля при работе на дизельном топливе и с добавкой сжиженного углеводородного газа. Выполнено сравнение теоретических и экспериментальных результатов. Обосновано количество подаваемого сжиженного углеводородного газа для дизеля, не превышающее 30 % расхода дизельного топлива. Подтверждена сходимость экспериментальных и теоретических данных на уровне 6,3 %. Установлено, что работа дизеля на дизельном топливе с добавкой до 30 % сжиженного углеводородного газа позволяет снизить суммарную эмиссию твердых частиц и оксидов азота в отработавших газах на 20,2 %.

Ключевые слова: дизель, сжиженный углеводородный газ, жесткость рабочего процесса, экологические показатели, суммарная эмиссия

The paper presents theoretical and experimental studies of the working process of the 4ChN 11.0/12.5 (D-245.5S2) diesel engine operating on diesel fuel with addition of the liquefied hydrocarbon gas by a separate system into the intake manifold. Regression dependences were obtained of the relative specific effective fuel consumption and the main ecological indicators of the diesel exhaust gases on the fuel injection advance angle. Dependences are provided of torque, specific effective fuel consumption, maximum cylinder pressure, working process rigidity, content of solid particles and nitrogen oxides, as well as of total emission, on the amount of the supplied liquefied hydrocarbon gas into the diesel engine. The indicator diagram and the diesel engine heat release characteristic were analyzed with operation on the diesel fuel and with addition of the liquefied hydrocarbon gas. The experimental setup is described. Theoretical and experimental results were compared. The amount of liquefied hydrocarbon gas supplied to the diesel engine not exceeding 30% of the diesel fuel consumption was substantiated. Convergence of experimental and theoretical data at the level of 6.3% was confirmed. It was established that the diesel engine operation with addition of up to 30% of the liquefied hydrocarbon gas made it possible to reduce total emission of the particulate matter and of the nitrogen oxides in the exhaust gases by 20.2%.

Keywords: diesel, liquefied hydrocarbon gas, working process rigidity, ecological performance, total emissions

Увеличение количества наземного транспорта повышает потребление топливно-энергетических ресурсов, поэтому человечество все чаще задумывается о том, что наступит время, когда появиться дефицит энергии. В связи с этим бережное и рациональное отношение к источникам энергии и увеличение ее полезной доли с каждым годом становится все более актуальным.

Исследовано влияние сжиженного углеводородного газа (СУГ) [1] на регулировки, рабочий процесс и тепловыделение тракторного дизельного двигателя (далее дизель) 4ЧН 11,0/12,5 (Д-245.5S2), оснащенного охладителем наддувочного воздуха [2]. Для вычисления параметров дизеля, работающего на дизельном топливе (ДТ) и его смесях с СУГ (85 % ДТ + 15 % СУГ и 70 % ДТ + 30 % СУГ), использована программа ДИЗЕЛЬ-РК, основанная на методе расчета процессов смесеобразования и сгорания профессора Н.Ф. Разлейцева, доработанного А.С. Кулешовым, [3, 4]. Вычисления выполнены с учетом ранее полученных данных [5–10] и конструктивных параметров дизеля [4].

Для получения регрессионных зависимостей применена программа Microsoft Excel, для построения графиков — Corel Draw.

Результаты расчетов в виде зависимостей эффективных, экономических и экологических показателей дизеля Д-245.5S2 от угла опережения впрыска топлива (УОВТ) и количества СУГ при номинальной частоте вращения коленчатого вала $n = 1800 \text{ мин}^{-1}$ (далее номинальный режим) приведены на рис. 1.

Анализ полученных данных показал, что при работе дизеля в номинальном режиме на ДТ оптимальный УОВТ $\theta_{\text{впр}}^{\text{опт}} = 12,2^\circ$ обеспечивает минимальный удельный эффективный расход топлива $g_{e \text{ min}} = 210 \text{ г}/(\text{кВт}\cdot\text{ч})$. Увеличение или уменьшение УОВТ относительно оптимального значения приводит к снижению крутящего момента дизеля $M_{\text{кр}}$ и повышению удельного эффективного расхода топлива g_e . Так как скоростной режим и цикловая подача топлива не меняются, часовой расход топлива $G_{\text{ДТ}}$ остается постоянным.

Основными токсичными компонентами отработавших газов (ОГ) дизеля Д-245.5S2, соответствующего экологическим нормам Stage II, являются оксиды азота и твердые частицы (PM) [9]. Для достижения наименьшей концентрации в ОГ твердых частиц PM при работе дизеля на ДТ в номинальном режиме УОВТ должен составлять $16...20^\circ$. Однако это сопровождается увеличением максимального давления в цилиндре P_z , ростом концентрации оксидов азота в ОГ и максимальной скоростью нарастания давления (жесткостью рабочего процесса) $dp/d\phi$. Наименьшая концентрация оксидов азота в ОГ достигается при УОВТ $\theta_{\text{впр}} \leq 0...2^\circ$, но при этом повышается концентрация твердых частиц в ОГ.

Суммарная эмиссия твердых частиц и оксидов азота определяется выражением [11, 12]

$$SE = C_{PM} (PM/0,15) + C_{NO_x} (NO_x/7), \quad (1)$$

где C_{PM} и C_{NO_x} — эмпирические весовые коэффициенты для эмиссии твердых частиц и оксидов азота, $C_{PM} = 0,5$, $C_{NO_x} = 1,0$.

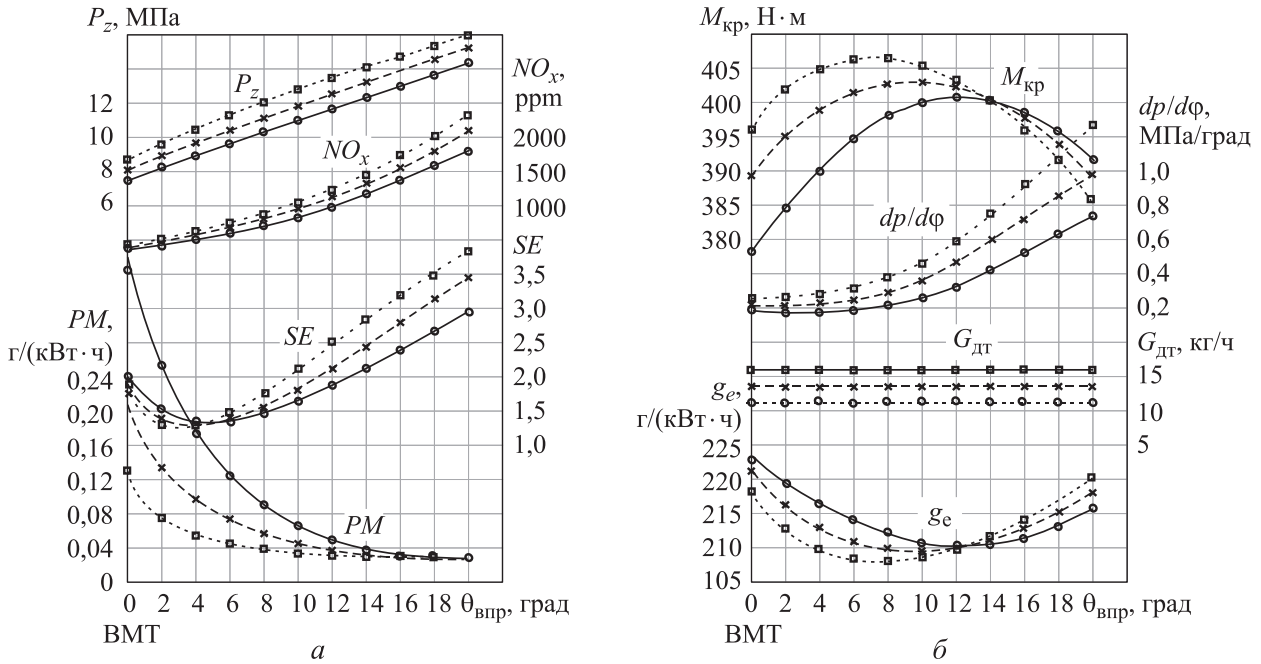


Рис. 1. Зависимости показателей дизеля Д-245.5S2 от УОВТ $\theta_{впр}$ при работе в номинальном режиме на ДТ (—○—), топливе, содержащем 85 % ДТ + 15 % СУГ (---×---) и 70 % ДТ + 30 % СУГ (····□····): а — максимального давления в цилиндре P_z , концентрации в ОГ оксидов азота NO_x , твердых частиц PM и их суммарной эмиссии SE ; б — крутящего момента $M_{кр}$, скорости нарастания давления $dp/d\phi$, часового расхода топлива $G_{дт}$, удельного эффективного расхода топлива g_e .

Как видно из рис. 1, а наименьшее значение суммарной эмиссии SE , достигаемое при УОВТ $\theta_{впр} = 4 \dots 8^\circ$, имеет дизель, работающий на ДТ.

Так как лучшая топливная экономичность и максимальный крутящий момент дизеля Д-245.5S2, работающего на ДТ, наблюдаются при УОВТ $\theta_{впр} = 12^\circ$, это значение можно было бы считать оптимальным УОВТ. Однако с учетом экологического класса дизеля оптимальным УОВТ следует принять $4 \pm 1^\circ$, что соответствует рекомендуемому заводом-изготовителем установочному УОВТ $\theta_{уст.впр} = 4 \pm 0,5^\circ$.

По результатам расчета показателей дизеля Д-245.5S2, работающего в номинальном режиме на ДТ, получены следующие зависимости удельного эффективного расхода топлива, концентрации в ОГ твердых частиц, оксидов азота и их суммарной эмиссии SE от УОВТ:

$$g_e = 8,37 \cdot 10^5 \theta_{впрДТ}^2 - 0,00204 \theta_{впрДТ} + 0,22246, \text{ г/(кВт·ч);} \quad (2)$$

$$PM = 0,2719e^{-0,215\theta_{впрДТ}}, \text{ г/(кВт·ч);} \quad (3)$$

$$NO_x = 2,4589\theta_{впрДТ}^2 + 22,45\theta_{впрДТ} + 348, \text{ ppm;} \quad (4)$$

$$SE = -0,0004\theta_{впрДТ}^3 + 0,0211\theta_{впрДТ}^2 - 0,2\theta_{впрДТ} + 1,6686, \quad (5)$$

где $\theta_{впрДТ}$ — угол опережения впрыска ДТ в градусах поворота коленчатого вала (ПКВ) до верхней мертвой точки (ВМТ), $\theta_{впрДТ} = 0 \dots 20^\circ$ ПКВ.

Относительные изменения удельного эффективного расхода топлива Δg_e , содержания в ОГ твердых частиц ΔPM , оксидов азота ΔNO_x и суммарной эмиссии ΔSE в зависимости от УОВТ в дизеле Д-245.5S2, работающем на ДТ в номинальном режиме, описываются следующими выражениями:

$$\Delta g_e = 0,0396\theta_{впр}^2 - 0,0206\theta_{впр}, \text{ %;} \quad (6)$$

$$\Delta PM = 0,0006\theta_{впр}^5 + 0,0145\theta_{впр}^4 - 0,1497\theta_{впр}^3 + 18685\theta_{впр}^2 - 21,797\theta_{впр} + 4,4473, \text{ %;} \quad (7)$$

$$\Delta NO_x = 0,2386\theta_{впр}^2 + 8,5148\theta_{впр} + 0,5785, \text{ %;} \quad (8)$$

$$\Delta SE = -0,0247\theta_{впр}^3 + 0,4017\theta_{впр}^2 + 8,4\theta_{впр} + 1,4163, \text{ %;} \quad (9)$$

где $\theta_{впр}$ — угол опережения впрыска ДТ, $\theta_{впр} = -15 \dots 0 \dots +15^\circ$; за нулевую точку принят

УОВТ, при котором достигается наилучшая топливная экономичность дизеля.

Уменьшение УОВТ на $6,35^\circ$ ПКВ (по сравнению с УОВТ, обеспечивающим наилучшую топливную экономичность дизеля) позволяет снизить NO_x на 43 % и SE на 29 % до минимального значения 1,14. Однако это сопряжено с увеличением g_e на 1,7 % и PM в 2,9 раза.

При работе дизеля на ДТ с добавкой СУГ несколько изменяется характер кривых крутящего момента дизеля, удельного эффективного расхода топлива, содержания в ОГ твердых частиц, влажных оксидов азота и суммарной эмиссии SE . Максимальные значения крутящего момента $M_{кр}$ достигаются при меньших значениях УОВТ и увеличении количества подаваемого СУГ.

При функционировании дизеля Д-245.5S2 в номинальном режиме на топливе, содержащем 70 % ДТ и 30 % СУГ, минимальный удельный эффективный расход топлива $g_{e\min} = 207$ г/(кВт·ч) достигается при УОВТ $\theta_{впр} = 6...10^\circ$, а минимальная суммарная эмиссия $SE = 1,23$ — при $\theta_{впр} = 2...4^\circ$.

При работе дизеля Д-245.5S2 в номинальном режиме на топливе, включающем в себя 85 % ДТ и 15 % СУГ, с учетом экологического класса оптимальным УОВТ следует считать $\theta_{впр}^{опт} = 3,5 \pm 1,0^\circ$, а при его эксплуатации на топливной смеси 70 % ДТ с 30 % СУГ — $\theta_{впр}^{опт} = 3,0 \pm 1,0^\circ$.

Работа дизеля на ДТ с добавкой более 30 % СУГ приводит к увеличению максимального давления в цилиндре, жесткости рабочего процесса и суммарной эмиссии твердых частиц и оксидов азота, вследствие чего является нецелесообразной с точки зрения выбросов вредных веществ во внешнюю среду.

По результатам расчета показателей дизеля Д-245.5S2 при работе в номинальном режиме на топливе, содержащем 70 % ДТ и 30 % СУГ, получены следующие зависимости удельного эффективного расхода топлива, содержания в ОГ твердых частиц, оксидов азота и суммарной эмиссии SE от УОВТ:

$$g_e = -6,11 \cdot 10^6 \theta_{впрДТ}^2 + 0,0003188 \theta_{впрДТ}^2 - 0,003983 \theta_{впрДТ} + 0,2211, \text{ г/(кВт·ч);} \quad (10)$$

$$PM = 0,0281 e^{-0,1 \theta_{впрДТ}}, \text{ г/(кВт·ч);} \quad (11)$$

$$NO_x = 500 e^{0,0875 \theta_{впрДТ}}, \text{ ppm;} \quad (12)$$

$$SE = -0,0004 \theta_{впрДТ}^3 + 0,0294 \theta_{впрДТ}^2 - 0,1698 \theta_{впрДТ} + 1,5905. \quad (13)$$

Относительные изменения удельного эффективного расхода топлива Δg_e , концентрации в ОГ твердых частиц ΔPM , оксидов азота ΔNO_x и суммарной эмиссии ΔSE в зависимости от УОВТ для дизеля Д-245.5S2, работающего в номинальном режиме на топливе, содержащем 70 % ДТ и 30 % СУГ, описываются следующими выражениями:

$$\Delta g_e = -0,003 \theta_{впр}^3 + 0,0846 \theta_{впр}^2 - 0,0508 \theta_{впр}, \text{ %;} \quad (14)$$

$$\Delta PM = -0,000009 \theta_{впр}^5 + 0,0005 \theta_{впр}^4 - 0,0166 \theta_{впр}^3 + 0,4964 \theta_{впр}^2 - 10,001 \theta_{впр} + 0,036, \text{ %;} \quad (15)$$

$$\Delta NO_x = 0,4447 \theta_{впр}^2 + 10,862 \theta_{впр} - 1,691, \text{ %;} \quad (16)$$

$$\Delta SE = 4 \cdot 10^{-16} \theta_{впр}^4 - 0,0475 \theta_{впр}^3 + 0,6261 \theta_{впр}^2 + 8,5572 \theta_{впр}, \text{ %;} \quad (17)$$

Изменение угла опережения впрыска ДТ с добавкой 0...30 % СУГ для дизеля Д-245.5S2, работающего в номинальном режиме, описывается выражением

$$\theta_{впрГТ} = 3,33 G_r + \theta_{впр}^{опт}, \text{ град;} \quad (18)$$

где G_r — количество подаваемого СУГ, доля от расхода ДТ; индекс «ГТ» соответствует газовому топливу (ГТ).

Изменения крутящего момента $M_{кр}$, удельного эффективного расхода топлива g_e , максимального давления в цилиндре P_z , жесткости рабочего процесса $dp/d\varphi$, содержания в ОГ твердых частиц PM , оксидов азота NO_x и суммарной эмиссии SE в зависимости от количества СУГ при работе дизеля Д-245.5S2 в номинальном режиме описываются следующими регрессионными выражениями:

$$M_{кр} = -17,754 G_r^2 + 38,968 G_r + M_{крДТ}, \text{ Н·м;} \quad (19)$$

$$g_e = -7,7778 G_r^2 - 21,833 G_r + g_{eДТ}, \text{ г/(кВт·ч);} \quad (20)$$

$$P_z = -3,3333 G_r^2 + 5,8333 G_r + P_{zДТ}, \text{ МПа;} \quad (21)$$

$$dp/d\varphi = 0,7778 G_r^2 + 0,1967 G_r + (dp/d\varphi)_{ДТ}, \text{ МПа/град;} \quad (22)$$

$$NO_x = 168,67 G_r^2 + 176,5 G_r + NO_{xДТ}, \text{ ppm;} \quad (23)$$

$$PM = 0,3556G_r^2 - 0,4667G_r + PM_{ДТ}, \text{ г/(кВт}\cdot\text{ч)}; \quad (24)$$

$$SE = -1,037G_r^2 - 0,3175G_r + SE_{ДТ}, \quad (25)$$

где $M_{крДТ}$, g_e , P_z и $(dp/d\phi)_{ДТ}$ — крутящий момент, удельный эффективный расход топлива, максимальное давление в цилиндре и жесткость рабочего процесса дизеля, используемого в качестве топлива ДТ, соответственно; $NO_{xДТ}$ и $PM_{ДТ}$ — содержание в ОГ оксидов азота и твердых частиц при работе дизеля на ДТ; $SE_{ДТ}$ — суммарная эмиссия твердых частиц и оксидов азота дизеля, работающего на ДТ, определяемая выражением (1).

Индикаторная диаграмма и характеристики тепловыделения, полученные с помощью программы ДИЗЕЛЬ-РК, при ранее определенных значениях оптимального УОВТ приведены на рис. 2, а и б.

Как видно из рис. 2, а, при работе дизеля на ДТ с добавкой СУГ в номинальном режиме происходит увеличение максимального давления в цилиндре относительно $P_{zДТ} = 86,8$ МПа ($\theta_{впр}^{opt} = 4,0^\circ$): для топлива 85 % ДТ + 15 % СУГ — $P_{zДТ15} = 97,2$ МПа ($\theta_{впр}^{opt} = 3,5^\circ$); для топлива 70 % ДТ + 30% СУГ — $P_{zДТ30} = 101,3$ МПа ($\theta_{впр}^{opt} = 3,0^\circ$).

Также наблюдается быстрый рост температуры в зоне сгорания. В то же время максимальные значения температуры T_{max} почти не изменяются и достигаются при угле поворота коленчатого вала $\phi = 13...18^\circ$, а к концу сгорания (при $\phi = 90^\circ$) несколько снижаются (см. рис. 2, б).

Анализ кривых выделения теплоты χ и скорости тепловыделения $d\chi/d\phi$ (см. рис. 2, б) позволяет заключить, что сгорание ДТ с добавкой СУГ начинается позднее, чем ДТ, но проходит быстрее. Однако уже при угле поворота коленчатого вала $\phi > 40^\circ$ скорость тепловыделения снижается. Повышение максимальной скорости тепловыделения $d\chi/d\phi$ обусловлено увеличением периода задержки воспламенения, в течение которого впрыскивается большее количество ДТ, сгорающее впоследствии интенсивнее. Сгорание ДТ с добавкой СУГ заканчивается несколько раньше (при $\phi = 80...90^\circ$), чем ДТ (при $\phi_{ДТ} = 104^\circ$).

Оценить достоверность предлагаемых выражений (2)–(25) и полученные данные можно путем сравнения результатов экспериментальных и теоретических исследований. Для проверки теоретических исследований проведено индицирование рабочего процесса дизеля в ак-

кредитованной научно-исследовательской лаборатории испытания двигателей внутреннего сгорания и топлив на кафедре «Тракторы, автомобили и машины для природообустройства» УО «Белорусская государственная сельскохозяйственная академия».

При стендовых испытаниях в качестве силовой экспериментальной установки использован дизель Д-245.5S2 производства ОАО «Минский моторный завод», дополненный газовой системой питания [13] и необходимыми измери-

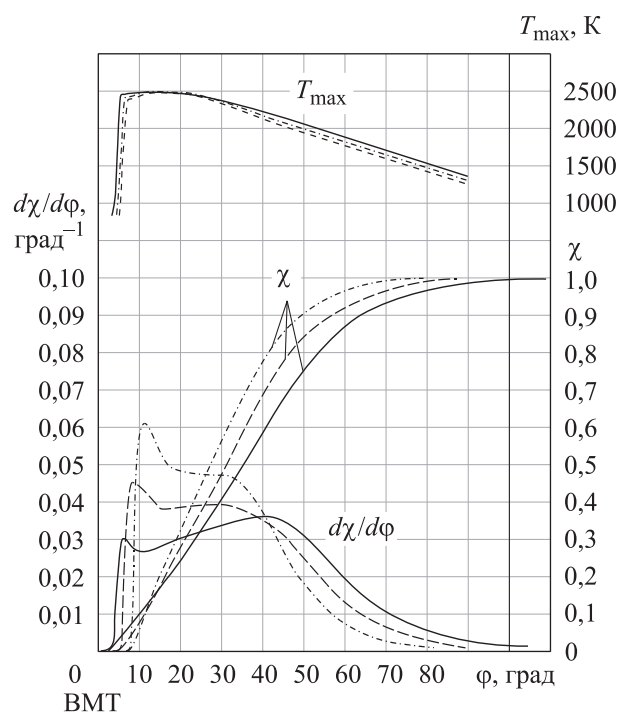
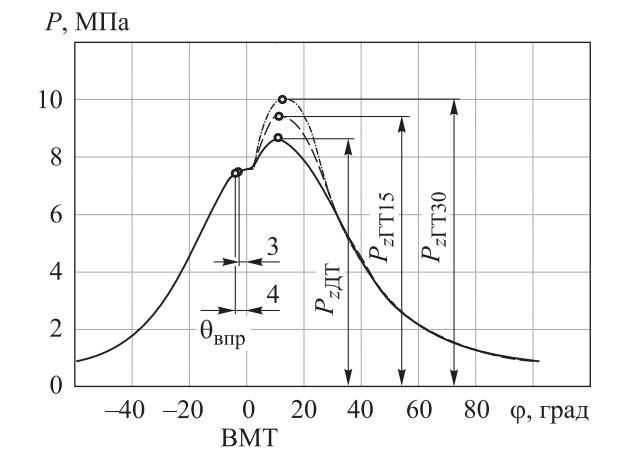


Рис. 2. Индикаторная диаграмма (а) и характеристики тепловыделения (б) дизеля Д-245.5S2, работающего в номинальном режиме на различном топливе:
 — ДТ; --- 85 % ДТ + 15 % СУГ;
 70 % ДТ + 30% СУГ

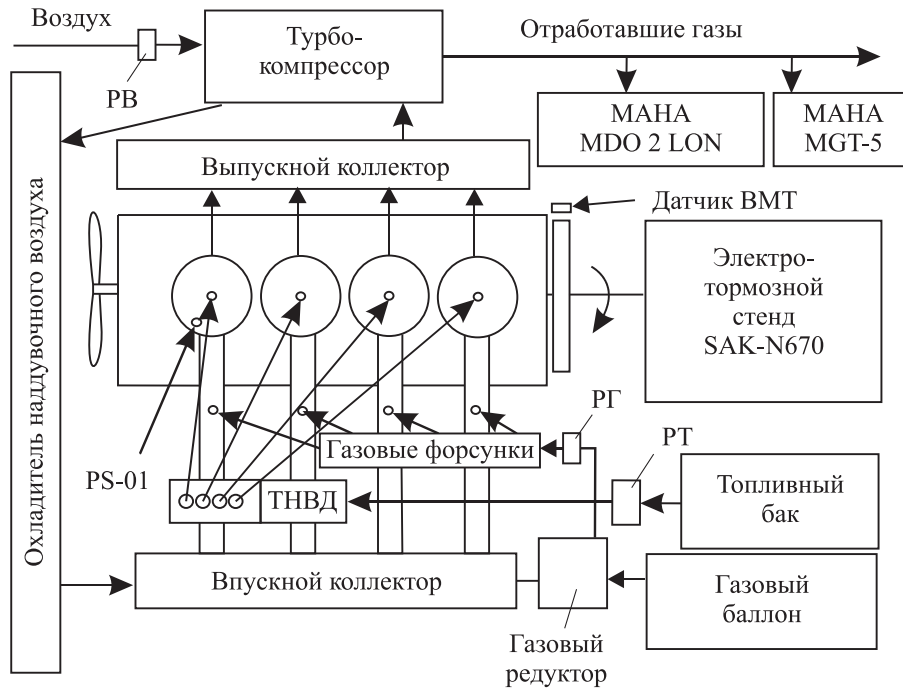


Рис. 3. Схема силовой экспериментальной установки:
РВ — расходомер воздуха; РГ — расходомер газа; РТ — расходомер топлива;
ТНВД — топливный насос высокого давления

тельными приборами (рис. 3). Нагрузку дизелю создавал электротормозной стенд SAK-N670 (Германия) с балансирной маятниковой машиной RAPIDO.

Отбор и анализ ОГ осуществлялись газоанализатором МАНА MGT-5 и дымомером МАНА MDO 2 LON [14, 15] с соблюдением требований [16] и инструкций [17] к приборам [18].

Для синхронизации положения поршня на маховике дизеля установлен отметчик ВМТ поршня первого цилиндра, а на защитном кожухе маховика — датчик Холла (датчик ВМТ), позволяющий точно определить положение поршня первого цилиндра в ВМТ и соединенный с аналого-цифровым преобразователем (АЦП) cDAQ-9178 компании National Instru-

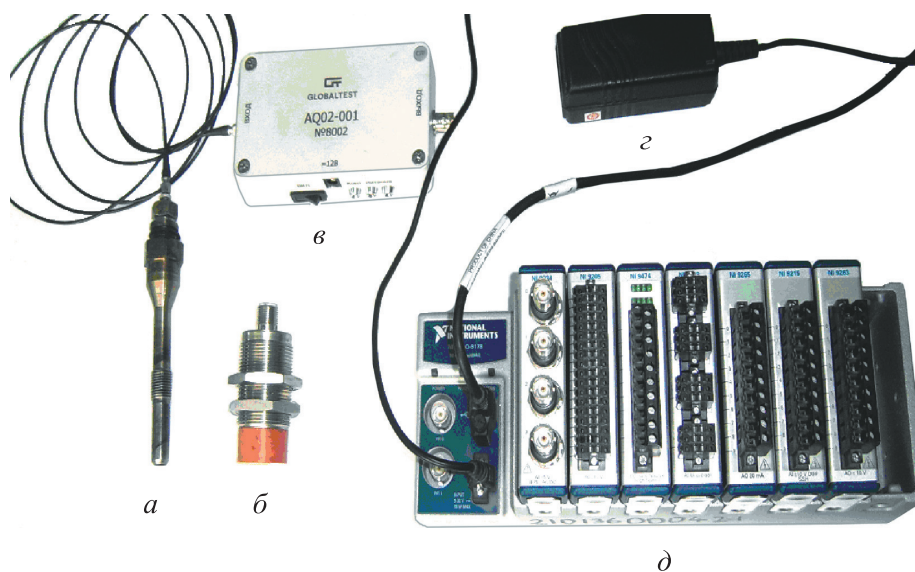


Рис. 4. Внешний вид приборов для индицирования дизеля:
а — пьезокварцевый датчика динамического давления PS-01; б — датчика ВМТ;
в — усилителя сигнала; г — блока питания; д — АЦП cDAQ-9178

**Расчетные и экспериментальные значения параметров дизеля Д-245.5S2,
работающего в номинальном режиме**

Параметр	Вид топлива					
	ДТ		85 % ДТ + 15 % СУГ		70 % ДТ + 30 % СУГ	
	Значение	Δ , %	Значение	Δ , %	Значение	Δ , %
$M_{кр}$, Н·м	392,1/378,2	3,7	397,5/378,2	5,1	402,1/378,2	6,3
g_e , г/(кВт·ч)	217,05/223,1	2,7	213,6/220,5	3,1	209,8/213,3	1,6
p_z , МПа	8,68/9,10	4,6	9,48/9,81	3,4	10,13/10,64	4,8
$dp/d\phi$, МПа/град	0,194/0,203	4,4	0,241/0,248	2,8	0,323/0,332	2,7
NO_x , ppm	494,0/465,7	6,1	524,3/498,0	5,3	562,2/529,0	6,3
PM , г/(кВт·ч)	0,168/0,179	6,1	0,106/0,113	5,8	0,060/0,062	2,8
SE	1,42/1,46	2,7	1,35/1,28	5,0	1,23/1,16	5,6

Примечание. В числителе дроби указаны расчетные значения, в знаменателе — экспериментальные.

ments (рис. 4). Пьезокварцевый датчик динамического давления PS-01 вмонтирован с помощью специального адаптера в головку блока цилиндров дизеля вместо свечи накаливания первого цилиндра.

Измерительные сигналы после усилителя (рис. 4, в) и АЦП поступали в персональный компьютер, где записывались с помощью программы Measurement & Automation Explorer в виде диаграмм. Запись данных индицирования проводилась после стабилизации параметров дизеля в течение 1 мин работы. Индикаторные диаграммы рабочего процесса дизеля обрабатывались с помощью персонального компьютера по методике ЦНИДИ [19, 20].

Расчетные и экспериментальные значения параметров дизеля Д-245.5S2, работающего в номинальном режиме, приведены в таблице, где Δ — относительная погрешность.

Анализ данных, приведенных в таблице, позволяет констатировать достаточную сходимость

расчетных и экспериментальных результатов, полученных при работе дизеля с добавкой СУГ в номинальном режиме при оптимальных значениях УОВТ.

Выводы

1. Предложенные регрессионные зависимости можно использовать для предварительной оценки относительного изменения удельного эффективного расхода топлива, токсичности и дымности ОГ дизеля, работающего на чистом ДТ и с добавкой СУГ.

2. Сходимость экспериментальных и теоретических данных не превышает 6,3 %, что позволяет считать указанные регрессионные зависимости работоспособными.

3. Работа дизеля на ДТ с добавкой СУГ с содержанием до 30 % снижает суммарную эмиссию твердых частиц и оксидов азота в ОГ дизеля на 20,2 %.

Литература

- [1] Паспорт качества сжиженного углеводородного топлива. Речица, Белоруснефть, 2012. 1 с.
- [2] Дизели Д-245S2, Д-245.2S2, Д-245.5S2, Д-245.16S2, Д-245.16LS2, Д-245.42S2, Д-245.43S2. Руководство по эксплуатации. Минск, Минский моторный завод, 2010. 104 с.
- [3] Кулешов А.С., Фадеев Ю.М., Кулешов А.А. Развитие многозонных моделей для расчета сгорания в современных ДВС. *Двигателестроение*, 2017, № 2, с. 7–10.
- [4] Кулешов А.С., Марков В.А., Фурман В.В. и др. Расчетное исследование влияния запальной дозы дизельного топлива на рабочий процесс газодизельного двигателя. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, № 12, с. 87–106, doi: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2022-12-87-106>

- [5] Муратов А.В. Концепция использования альтернативных видов топлива в энергетических установках тягового автономного подвижного состава. *Вестник транспорта Поволжья*, 2020, № 4, с. 71–76.
- [6] Якубович А.И., Кухаренок Г.М., Тарасенко В.Е. *Экономия топлива на тракторах*. Минск, БНТУ, 2009. 229 с.
- [7] Двигатели, работающие на метаноле (по материалам Конгресса СИМАС). *Двигателестроение*, 2021, № 1, с. 37–48.
- [8] Василенко Д.В., Сараханова Н.С., Зинин В.Л. Декарбонизация транспортного сектора в странах Северного измерения. *Транспорт на альтернативном топливе*, 2020, № 6, с. 31–47.
- [9] Модина М.А., Шкода В.В., Туктаров Р.Р. Эффективность методов сокращения количества выбросов оксидов серы от судовых энергетических установок. *Эксплуатация морского транспорта*, 2020, № 2, с. 87–92, doi: <https://doi.org/10.34046/aumsuomt95/15>
- [10] Базаров Б., Ахматжанов Р., Сидиков Ф. и др. Тяговые и топливно-экономические свойства автобусов, работающих на сжатом природном газе. *Журнал Сибирского федерального университета. Сер. Техника и технологии*, 2022, т. 15, № 8, с. 931–939, doi: <https://doi.org/10.17516/1999-494X-0428>
- [11] Бердник А.Н. Влияние регулировок рабочего процесса двигателя внутреннего сгорания на выделение токсичных веществ с отработавшими газами. *Ученые заметки ТОГУ*, 2020, т. 11, № 1. URL: <https://ejournal.pnu.edu.ru/ejournal/pub/articles/2639/>
- [12] ТКП 17.08-01-2006. *Порядок определения выбросов при сжигании топлива в котлах теплопроизводительностью до 25 МВт*.
- [13] Карташевич А.Н., Малышкин П.Ю. *Электронная система впрыска газового топлива в дизель*. Патент ВУ 20130295. Заявл. 05.04.2013, опубл. 30.04.2014.
- [14] Плотников С.А., Карташевич А.Н., Мотовилов М.В. Оценка показателей процесса сгорания и тепловыделения в дизеле с предварительным подогревом топлива. *Инженерные технологии и системы*, 2021, т. 31, № 3, с. 349–363, doi: <https://doi.org/10.15507/2658-4123.031.202103.349-363>
- [15] Карташевич А.Н., Малышкин П.Ю. Влияние подачи газового топлива на экологические показатели дизеля. *Вестник Белорусской государственной сельскохозяйственной академии*, 2013, № 3, с. 110–116.
- [16] ГОСТ 18509–88. *Дизели тракторные и комбайновые. Методы стендовых испытаний*. Москва, Изд-во стандартов, 1988. 69 с.
- [17] *Анализатор выхлопных газов двигателя. MGT 5*. Инструкция по эксплуатации. Санкт-Петербург, Маха Руссия, 2004. 33 с.
- [18] *Дымомер для дизельных двигателей MDO2-LON*. Руководство по эксплуатации. Санкт-Петербург, Маха Руссия, 2005. 68 с.
- [19] Лазурько В.П., Кудрявцев В.А. Программа обработки индикаторных диаграмм дизелей на алгоритмическом языке «Базисный фортран». *Тр. ЦНИДИ*, 1975, № 6, с. 46–54.
- [20] Плотников С.А., Ланских Ю.В., Бузииков Ш.В. и др. *Расчет динамики тепловыделения в ДВС*. Свид. об офиц. рег. прог. для ЭВМ № 2015660120 от 22.09.2015.

References

- [1] *Pasport kachestva szhizhennogo uglevodorodnogo topliva* [Liquefied petroleum gas quality passport]. Rechitsa, Belarusneft Publ., 2012. 1 p. (In Russ.).
- [2] *Dizeli D-245S2, D-245.2S2, D-245.5S2, D-245.16S2, D-245.16LS2, D-245.42S2, D-245.43S2*. Rukovodstvo po ekspluatatsii [D-245S2, D-245.2S2, D-245.5S2, D-245.16S2, D-245.16LS2, D-245.42S2, D-245.43S2 diesels. Operating manual]. Minsk, Minskiy motorny zavod Publ., 2010. 104 p. (In Russ.).
- [3] Kuleshov A.S., Fadeev Yu.M., Kuleshov A.A. Development of multizonal combustion models as applied to modern reciprocating engines. *Dvigatellestroenie* [Engines Construction], 2017, no. 2, pp. 7–10. (In Russ.).
- [4] Kuleshov A.S., Markov V.A., Furman V.V. et al. Computational study of the diesel fuel ignition dose effecting the gas-diesel engine operation process. *Izvestiya vysshikh uchebnykh*

- zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2022, no. 12, pp. 87–106, doi: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2022-12-87-106> (in Russ.).
- [5] Muratov A.V. Concept of alternative fuels use in power units of traction autonomous rolling stock. *Vestnik transporta Povolzhya*, 2020, no. 4, pp. 71–76. (In Russ.).
- [6] Yakubovich A.I., Kukharenek G.M., Tarasenko V.E. *Ekonomiya topliva na traktorakh* [Fuel economy in tractors]. Minsk, BNTU Publ., 2009. 229 p. (In Russ.).
- [7] Methanol as engine fuel (based on CIMAC papers). *Dvigatelistroenie* [Engines Construction], 2021, no. 1, pp. 37–48. (In Russ.).
- [8] Vasilenko D.V., Sarakhanova N.S., Zinin V.L. Decarbonization of the transport sector in the northern dimension countries. *Transport na alternativnom toplive* [Alternative Fuel Transport], 2020, no. 6, pp. 31–47. (In Russ.).
- [9] Modina M.A., Shkoda V.V., Tuktarov R.R. Efficiency of methods for reducing the amount of sulphur oxide emissions from ship power plants. *Ekspluatatsiya morskogo transporta*, 2020, no. 2, pp. 87–92, doi: <https://doi.org/10.34046/aumsuomt95/15> (in Russ.).
- [10] Bazarov B., Akhmatzhanov R., Sidikov F. et al. Traction and fuel-economic properties of buses, compressed natural gas. *Zhurnal Sibirskogo federalnogo universiteta. Ser. Tekhnika i tekhnologii* [Journal of Siberian Federal University. Engineering and Technologies], 2022, vol. 15, no. 8, pp. 931–939, doi: <https://doi.org/10.17516/1999-494X-0428> (in Russ.).
- [11] Berdnik A.N. Influence of adjustments of the working process of the internal combustion engine on the issue of toxic substances with exhaust gases. *Uchenye zametki TOGU* [Scientists notes PNU], 2020, vol. 11, no. 1. URL: <https://ejournal.pnu.edu.ru/ejournal/pub/articles/2639/> (in Russ.).
- [12] ТКР 17.08-01–2006. *Poryadok opredeleniya vybrosov pri szhiganii topliva v kotlakh teploproduzvoditelnostyu do 25 MVt*. [Technical code of practice ТКР 17.08-01-2006. Procedure for determining emissions from fuel combustion in boilers with a heat output of up to 25 MW]. (In Russ.).
- [13] Kartashevich A.N., Malyshkin P.Yu. *Elektronnaya sistema vpryska gazovogo topliva v dizel* [Electronic gas injection system for diesel]. Patent BY 20130295. Appl. 05.04.2013, publ. 30.04.2014.
- [14] Plotnikov S.A., Kartashevich A.N., Motovilov M.V. Evaluation of combustion performance and heat release in preheated fuel consumed diesel engines. *Inzhenernye tekhnologii i sistemy* [Engineering Technologies and Systems], 2021, vol. 31, no. 3, pp. 349–363, doi: <https://doi.org/10.15507/2658-4123.031.202103.349-363>
- [15] Kartashevich A.N., Malyshkin P.Yu. Influence of gas fuel supply on environmental performance of diesel engine. *Vestnik Belorusskoy gosudarstvennoy selskokhozyaystvennoy akademii*, 2013, no. 3, pp. 110–116. (In Russ.).
- [16] GOST 18509–88. *Dizeli traktornye i kombaynovye. Metody stendovykh ispytaniy* [State standard GOST 18509–88. Tractor and combine diesel engines. Methods of bench tests]. Moscow, Izd-vo standartov Publ., 1988. 69 p. (In Russ.).
- [17] *Analizator vykhlopnykh gazov dvigatelya. MGT 5. Instruksiya po ekspluatatsii* [Engine exhaust gas analyser. MGT 5. Operating manual]. Sankt-Petersburg, Maha Russia Publ., 2004. 33 p. (In Russ.).
- [18] *Dymomer dlya dizelnykh dvigateley MDO2-LON. Rukovodstvo po ekspluatatsii* [Smoke meter for diesel engines MDO2-LON. Operating manual]. Sankt-Petersburg, Maha Russia Publ., 2005. 68 p. (In Russ.).
- [19] Lazurko V.P., Kudryavtsev V.A. Diesel indicator diagram processing program using "Basic Fortran" algorithmic language. *Tr. TsNIDI*, 1975, no. 6, pp. 46–54. (In Russ.).
- [20] Plotnikov S.A., Lanskih Yu.V., Buzikov Sh.V. et al. *Raschet dinamiki teplovydeleniya v DVS. Svid. ob ofits. reg. prog. dlya EVM № 2015660120 ot 22.09.2015* [Calculation of the heat release dynamics in an internal combustion engine. Software reg. cert. no. 2015660120 of 22.09.2015]. (In Russ.).

Информация об авторах

МАЛЫШКИН Павел Юрьевич — старший преподаватель кафедры «Тракторы, автомобили и машины для природообустройства». УО «Белорусская государственная сельскохозяйственная академия» (213410, Могилевская обл., Горки, Республика Беларусь, ул. Мичурина, д. 5, e-mail: pavelm36@yandex.by).

КАРТАШЕВИЧ Анатолий Николаевич — доктор технических наук, профессор, заслуженный работник образования Республики Беларусь, заведующий кафедрой «Тракторы, автомобили и машины для природообустройства». УО «Белорусская государственная сельскохозяйственная академия» (213410, Могилевская обл., Горки, Республика Беларусь, ул. Мичурина, д. 5, e-mail: kartashevich@yandex.ru).

ПЛОТНИКОВ Сергей Александрович — доктор технических наук, профессор кафедры «Технология машиностроения». ФГБОУ ВО «Вятский государственный университет» (610000, Киров, Российская Федерация, ул. Московская, д. 36, e-mail: plotnikovsa@bk.ru).

ЗАБОЛОТСКИХ Георгий Эдуардович — аспирант кафедры «Технология машиностроения». ФГБОУ ВО «Вятский государственный университет» (610000, Киров, Российская Федерация, ул. Московская, д. 36, e-mail: zabolotskikh88@yandex.ru).

Information about the authors

MALYSHKIN Pavel Yurievich — Senior Lecturer, Department of Tractors, Vehicles and Machines for Environmental Management. Belarusian State Agricultural Academy (213410, Mogilev region, Gorki, Republic of Belarus, Michurina St., Bldg. 5, e-mail: pavelm36@yandex.by).

KARTASHEVICH Anatoly Nikolaevich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Honored Worker of Education of the Republic of Belarus, Head of the Department Tractors, Vehicles and Machines for Environmental Management. Belarusian State Agricultural Academy (213410, Mogilev region, Gorki, Republic of Belarus, Michurina St., Bldg. 5, e-mail: kartashevich@yandex.ru).

PLOTNIKOV Sergey Aleksandrovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Mechanical Engineering Technology. Federal Government-financed Educational Institution of Higher Professional Education Vyatka State University (610000, Kirov, Russian Federation, Moskovskaya St., Bldg. 36, e-mail: plot-nikovsa@bk.ru).

ZABOLOTSKIKH Georgiy Eduardovich — Postgraduate, Department of Mechanical Engineering Technology. Federal Government-financed Educational Institution of Higher Professional Education Vyatka State University (610000, Kirov, Russian Federation, Moskovskaya St., Bldg. 36, e-mail: zabolotskikh88@yandex.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Малышкин П.Ю., Карташевич А.Н., Плотников С.А., Заболотских Г.Э. Влияние применения сжиженного углеводородного газа на регулировки, рабочий процесс и тепловыделение тракторного дизельного двигателя. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 6, с. 89–98, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-89-98

Please cite this article in English as:

Malyshkin P.Yu., Kartashevich A.N., Plotnikov S.A., Zabolotskikh G.E. Influence of using the liquefied hydrocarbon gas in adjustment, operation and heat generation of the tractor diesel engine. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 6, pp. 89–98, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-89-98

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.7.01, 629.76

doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-99-107

Выбор оптимального коэффициента тяговооруженности первых ступеней ракет-носителей сверхлегкого класса

Л.П. Мухамедов¹, Д.А. Кириевский²¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана² АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева»

Selection of the optimal thrust-to-weight ratio of the first stages of small-lift launch vehicles

L.P. Muhamedov¹, D.A. Kirievskiy²¹ Bauman Moscow State Technical University² JSC Khruunichyev State Research and Production Space Center

Ракеты-носители сверхлегкого класса относятся к самым эффективным средствам доставки малых спутников на целевые орбиты. Среди частных задач баллистического проектирования, решаемых на ранних этапах разработки новых образцов сверхлегких носителей, весьма актуальным является выбор наиболее выгодного сочетания проектно-баллистических параметров. Под ними обычно понимают совокупность минимального числа параметров, которые при заданной массе полезной нагрузки однозначно определяют траекторию движения ракеты-носителя и ее массово-энергетические характеристики. Рассмотрены вопросы, связанные с выбором стартовой нагрузки на тягу (коэффициента тяговооруженности) первых ступеней одноразовых ракет-носителей сверхлегкого класса. Этот параметр не входит в состав формулы Циолковского, он определяет потери характеристической скорости на гравитацию, аэродинамику и противодавление. В связи с этим его влияние на конечную скорость ракеты не так существенно по сравнению с такими параметрами, как пустотный удельный импульс или относительная конечная масса первой ступени. Выбор оптимального коэффициента тяговооруженности ракеты-носителя является ответственной задачей, так как от него зависит не только масса, но и стоимость проектируемого изделия. Кроме пустотного удельного импульса, относительной конечной массы и коэффициента тяговооруженности на тягу к проектно-баллистическим параметрам первой ступени относятся удельный импульс тяги у поверхности Земли (или коэффициент высотности двигательной установки) и нагрузка на мидель.

Ключевые слова: задача баллистического проектирования, проектно-баллистические параметры, ракета-носитель сверхлегкого класса, малые космические аппараты, потери характеристической скорости

Ultralight launch vehicles are among the most efficient means of inserting small satellites in the target orbits. Particular ballistic design problems being solved at the early stages in the

ultralight launch vehicles development include rather actual selection of the most advantageous combination of the so-called design-ballistic parameters. They are usually understood as a set of the minimum possible number of parameters that, for a given payload mass, uniquely determine the rocket trajectory and its mass-energy characteristics. The paper considers issues related to selection of the thrust-to-weight ratio (launch load on thrust) of the first stages of disposable ultralight launch vehicles. This parameter is not included in the K. Tsiolkovsky formula; it determines the loss in the characteristic velocity for gravity, aerodynamics and backpressure. In this regard, its influence on the final rocket velocity is not that significant in comparison with such parameters as the specific void impulse or the relative final mass of the first stage. Selection of the optimal launch load on the rocket thrust is a responsible task, since it is determined by the thrust-to-weight ratio. Not only the mass, but also the cost of the designed product depends on its value. In addition to the specific void pulse, the relative final mass and the launch thrust load, the first stage design and ballistic parameters include the specific thrust pulse at the Earth surface (or the propulsion system altitude coefficient) and the load on the midsection.

Keywords: ballistic design problem, ballistic design parameters, ultralight launch vehicle, small spacecraft, characteristic velocity losses

Потребность в создании ракет-носителей (РН) сверхлегкого класса (СЛК) обусловлена стремительным ростом малых космических аппаратов [1–6]. Основным средством доставки малых спутников на целевые орбиты по-прежнему остается так называемое попутное выведение.

Тем не менее в публикациях последних лет отражены явные преимущества РН СЛК [7–12], применяемых в качестве средств выведения малых космических аппаратов на целевые орбиты, перед другими способами их доставки. Создание подобных носителей стало возможным благодаря разработке инновационных технологий в микроэлектронике, приборо- и двигателестроении, материаловедении и т. д.

Цель исследования — разработка методики выбора стартовой нагрузки на тягу (коэффициент тяговооруженности) на ранних этапах проектирования одноразовых РН СЛК, предназначенных для выведения на низкую околоземную орбиту полезной нагрузки (ПН) массой 50...3500 кг.

Анализ концепций проектов сверхлегких РН показал, что аналогом большинства из них является жидкостная двухступенчатая ракета, топливом которой служат пары кислород — керосин или кислород — метан. Топливные пары, содержащие токсичные компоненты, как правило, не рассматриваются. Жидкий кислород в паре с жидким водородом отклонен вследствие дороговизны последнего и взрывоопасности топливной пары.

Технико-экономический анализ показал, что во второй ступени двухступенчатой РН СЛК целесообразно использовать большинство ин-

новационных технологий и композитных конструкций, а в первой ступени (ПС) — дешевые материалы и традиционные технологии.

По результатам предварительных оценок установлено, что применение композитных конструкций в РН СЛК приводит, как правило, не только к снижению массы примерно на 20...30 %, но и к увеличению стоимости конструкции в несколько раз.

При проектировании жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) РН СЛК весьма актуальной является задача выбора схемы и способа подачи компонентов топлива в камеру сгорания. Анализ показал, что достаточно перспективным решением можно считать применение для подачи топлива электронасосного агрегата с литий-полимерными аккумуляторами.

При этом в некоторых концепциях проектов двухступенчатых РН СЛК на второй ступени предлагается использовать двигательную установку (ДУ) с одним высотным ЖРД, а на первой — от девяти до шестнадцати однотипных универсальных двигателей с укороченным соплом.

Электронасос имеет следующие основные достоинства:

- повышение надежности ДУ путем упрощения пневмогидравлической системы;
- эффективный запуск ЖРД в условиях невесомости;
- возможность глубокого дросселирования уровня тяги двигателя на заключительном этапе активного участка траектории за счет изменения частоты вращения электродвигателя.

Бесспорно, принцип унификации существенно экономит ресурсы, а также сокращает сроки разработки и создания проектируемого изделия. Однако стоимость шестнадцати двигателей с электронасосами на ПС может оказаться в несколько раз больше, чем одного ЖРД с турбонасосным агрегатом, выполненного по традиционной технологии.

Чтобы оценить эффективность принятия конструктивного решения, необходимо правильно выбрать ее критерий.

Проектные работы, как правило, начинаются с выбора наиболее выгодного сочетания проектно-баллистических параметров (ПБП). Задачу выбора ПБП обычно рассматривают как поэтапный итерационный процесс с возрастающим объемом информации. Первоначально, при выборе ПБП, в число которых входит коэффициент тяговооруженности v_0 , широко используют статистический материал, общие рекомендации и предварительные расчеты.

По мере накопления информации о проектируемом объекте выполняют проектно-конструкторские проработки по уточнению исходных характеристик, и выбирают наиболее выгодное сочетание ПБП. Подобный итерационный процесс продолжается до тех пор, пока изменения выбираемых параметров не окажутся меньше погрешностей, вызываемых неопределенностью исходных характеристик [13–15].

Чтобы приступить к процессу оптимизации коэффициента тяговооруженности, необходима декомпозиция общей задачи баллистического проектирования на частные, решаемые в определенной последовательности. Среди частных задач на первое место по очередности можно поставить баллистическую [16]. Условие баллистики определяет соотношение проектных параметров, при которых решается поставленная краевая задача.

Второй частной задачей является массовый баланс (или массовый анализ), связывающий стартовую массу РН с массой ПН и ПБП. Третья задача — обеспечение условия экстремума критерия эффективности.

Методика расчета. Движение РН будем рассматривать в скоростной сферической системе координат при следующих допущениях [17, 18]: Земля — сферическая; поле тяготения — центральное; атмосфера Земли соответствует ГОСТ 4401–81; управляющие силы пренебрежимо малы; траектория полета лежит в плоскости орби-

ты выведения; вращение Земли не влияет на потери характеристической скорости.

С учетом принятых допущений система дифференциальных уравнений движения РН в функциях ПБП имеет вид

$$\begin{cases} \dot{v} = \frac{g_0 k_p}{v_0 \mu} \cos \alpha - g \sin \theta - \frac{\bar{c}_x q}{\sigma \mu} - \frac{g_0 (k_p - 1)}{v_0 \mu k_p} \frac{p_h}{p_0}; \\ \dot{\theta} = \frac{1}{v} \left[\frac{g_0 k_p}{v_0 \mu} \left(1 - \frac{k_p - 1}{k_p} \frac{p_h}{p_0} \right) \sin \alpha - \right. \\ \left. - g \cos \theta + \frac{v^2}{r} \cos \theta \right]; \\ \dot{h} = v \sin \theta; \quad \theta = \varphi + \eta - \alpha; \quad \dot{\mu} = -\frac{g_0 k_p}{v_0 I_n}; \\ q = \frac{\rho v^2}{2}; \quad g = \frac{\mu_{\oplus}}{r^2}; \quad \frac{v^2}{r} \cos \theta = v \dot{\eta}, \end{cases} \quad (1)$$

где v — скорость полета РН; $g_0 = 9,81$ м/с²; k_p — коэффициент увеличения удельного импульса тяги в пустоте; μ — относительная масса; α — программный угол атаки; g — ускорение свободного падения на высоте полета РН h ; θ — угол наклона вектора скорости к местному горизонту; \bar{c}_x — безразмерный аэродинамический коэффициент; q — скоростной напор; σ — баллистический коэффициент; p_h и p_0 — атмосферное давление на высоте полета h и у поверхности Земли; r — текущий радиус; φ — угол тангажа; η — полярный угол; I_n — пустотный удельный импульс тяги ДУ; ρ — плотность воздуха; $\mu_{\oplus} = 398\,600$ км³/с².

В выражении (1):

$$\bar{c}_x = \bar{c}_x(M); \quad \rho = \rho(h); \quad \alpha = \alpha_{пр}(\mu, M); \quad M = \frac{v}{a_{зв}},$$

где M — число Маха, $\alpha_{пр}$ — приведенный угол атаки; $a_{зв}$ — скорость звука, $a_{зв} = a_{зв}(h)$.

Терминальные условия в конце активного участка траектории ПС двухступенчатой РН следующие:

$$E = \frac{v_{к1}^2}{2} - \frac{\mu_{\oplus}}{r_{к1}} = -57 \text{ км}^2/\text{с}^2;$$

$$Q = v_{к1} r_{к1} \cos \theta_{к1} = 19\,450 \text{ км}^2/\text{с},$$

где E — энергия материальной точки в центральном поле тяготения; $v_{к1}$ — конечная скорость ПС; $r_{к1}$ — радиус-вектор в конце АУТ первой ступени; Q — количество движения; $\theta_{к1}$ — угол наклона траектории к местному горизонту, соответствующий моменту времени $t_{к1}$.

Типовая зависимость безразмерного относительного коэффициента лобового сопротивления от числа Маха приведена в таблице [18–21].

**Типовая зависимость безразмерного
относительного коэффициента лобового
сопротивления от числа Маха**

M	\bar{c}_x	M	\bar{c}_x	M	\bar{c}_x
0,30	0,47	1,07	1,00	3,0	0,50
0,80	0,62	1,20	0,96	5,0	0,35
1,00	0,92	2,0	0,65	10,0	0,34

В качестве программы использован закон изменения программного угла атаки, предложенный в работах [14, 17]:

$$\alpha = \begin{cases} 0 & \text{при } t_b \geq t; \\ \alpha_{\max} K(K-2) & \text{при } t \geq t_b \text{ и } M \leq 0,8; \\ 0 & \text{при } M > 0,8. \end{cases}$$

Здесь α_{\max} — максимальное значение угла атаки; $K = 2 \exp[5,33(M_b - M)]$, M_b — число Маха, соответствующее времени окончания подъема РН на вертикальном участке t_b , определяемое из условия, что относительная конечная масса этапа вертикального полета $\mu_b = 0,95$ [12].

Время окончания подъема РН на вертикальном участке

$$t_b = 0,05 I_{\text{пл}} \frac{v_0}{k_p g_0},$$

где $I_{\text{пл}}$ — пустотный удельный импульс тяги ПС.

Система дифференциальных уравнений движения интегрирована численным методом — методом Адамса третьего порядка.

Конечная масса ПС одноразовой РН СЛК с поперечным делением ступеней

$$m_{\text{к1}} = m_{\text{ПН1}} + a_{\text{ТО1}} m_{\text{т1}} + \frac{\gamma_{\text{ДУ1}} P_{\text{пл}}}{g_0} + \mu_{\text{ПЭ1}} m_0,$$

где $m_{\text{ПН1}}$ — масса ПН ПС; $a_{\text{ТО1}}$, $\gamma_{\text{ДУ1}}$, $\mu_{\text{ПЭ1}}$ — удельные массовые характеристики (массовые коэффициенты) ПС, определяющие топливные остатки (ТО), двигательную установку (ДУ) и суммарную массу прочих элементов (ПЭ); $m_{\text{т1}}$ — масса топлива в ПС; $P_{\text{пл}}$ — суммарная пустотная тяга ДУ ПС; m_0 — стартовая масса РН.

Массовые коэффициенты ПС определяются следующими выражениями:

для топлива кислород + керосин

$$\mu_{\text{ПЭ1}} = 0,015(1 + 0,75e^{-0,0048m_0});$$

$$a_{\text{ТО1}} = 0,0425(1 + 0,55e^{-0,13m_{\text{т1}}});$$

$$\gamma_{\text{ДУ1}} = 0,021(1 + 1,05e^{-0,0046P_{\text{пл}}});$$

для топлива кислород + метан

$$\mu_{\text{ПЭ1}} = 0,015(1 + 0,75e^{-0,0048m_0});$$

$$a_{\text{ТО1}} = 0,0475(1 + 1,05e^{-0,13m_{\text{т1}}});$$

$$\gamma_{\text{ДУ1}} = 0,024(1 + 1,05e^{-0,0046P_{\text{пл}}}),$$

где

$$7 \text{ т} \leq m_0 \leq 150 \text{ т};$$

$$5 \text{ т} \leq m_{\text{к1}} \leq 100 \text{ т};$$

$$100 \text{ кН} \leq P_{\text{пл}} \leq 2500 \text{ кН}.$$

Зависимости массовых коэффициентов $a_{\text{ТО1}}$, $\gamma_{\text{ДУ1}}$, $\mu_{\text{ПЭ1}}$ от коэффициента тяговооруженности v_0 построены в основном по статистическим данным обработки прототипов ракетных блоков двухступенчатых РН легкого и сверхлегкого классов, а также по результатам предварительных проектировочных прочностных расчетов. При этом также использованы расчетные формулы, приведенные в работах [17, 22, 23] для ЖРД с турбонасосным агрегатом замкнутой схемы.

Первоначально в качестве критерия эффективности рассмотрена так называемая массовая отдача ПН ПС

$$\mu_{\text{ПН1}} = \frac{m_{\text{ПН1}}}{m_0} = \mu_{\text{к1}}(1 + a_{\text{ТО1}}) - a_{\text{ТО1}} - \frac{\gamma_{\text{ДУ1}}}{v_0} k_p - \mu_{\text{ПЭ1}},$$

где $\mu_{\text{к1}}$ — относительная конечная масса ПС.

Однако анализ результатов предварительных расчетов показал, что при выборе коэффициента тяговооруженности этот критерий не работает, так как с его помощью минимизируется в основном дешевое топливо, составляющее примерно 75 % стартовой массы ракеты. В данной ситуации на первый план выходит критерий эффективности — стоимость, но поиск будет происходить, как правило, в условиях неопределенности исходных данных.

В качестве критерия эффективности предлагается использовать удельную стоимость ракетного блока ПС

$$\bar{c}_{\text{б1}} = \frac{c_{\text{кон1}} + c_{\text{ДУ1}} + c_{\text{т1}}}{m_{\text{ПН1}}}, \quad (2)$$

где $c_{\text{кон1}}$ — стоимость конструкции и оборудования ракетного блока без ДУ; $c_{\text{ДУ1}}$ — стоимость ДУ ракетного блока; $c_{\text{т1}}$ — стоимость топлива ракетного блока ПС.

Разделим числитель и знаменатель выражения (2) на m_0 и получим выражение удельной стоимости блока в функции ПБП

$$\bar{c}_{бл1} = \frac{[\bar{c}_{кон1}(a_{ТО1} - \Delta a_{ТО1}) + \bar{c}_{r1}](1 - \mu_{к1})}{\mu_{ПН1} + \frac{\bar{c}_{кон1}\mu_{ПЭ1} + \frac{\bar{c}_{ДУ1}\gamma_{ДУ1}k_p}{v_0}}{\mu_{ПН1}}}$$

где $\Delta a_{ТО1} \approx 0,012$; $\mu_{ПН1}$ — массовая отдача ПН ПС.

При формализации критерия эффективности вводим следующие допущения:

- пренебрегаем стоимостью топлива, которое составляет около 1 % таковой запущенного блока;
- принимаем за одну условную единицу (у.е.) стоимость конструкции и оборудования ракетного блока ПС без ДУ $\bar{c}_{кон} = 1$ у.е.

Диапазон относительной стоимости ДУ ПС $\bar{c}_{ДУ1}$, представляющей собой отношение стоимости единицы массы ДУ к стоимости единицы массы конструкции и оборудования ракетного блока без ДУ, устанавливаем в пределах $\bar{c}_{ДУ1} \approx 1,00...1,75$ у.е.

С точки зрения минимума стоимости пуска ПС для изготовления ее несущих топливных баков и сухих отсеков нет смысла использовать сверхлегкие и дорогие материалы. Здесь более эффективно применять отработанные технологии и традиционные схемы, а в камерах ДУ ПС можно внедрять инновационные подходы. В этом случае (по предварительным прогнозам) $\bar{c}_{ДУ1}$ может достигать 2 у.е. и более.

Окончательное выражение для критерия эффективности имеет вид

$$\bar{c}_{бл1} = \frac{(a_{ТО1} - 0,12)(1 - \mu_{к1}) + \mu_{ПЭ1} + \frac{\bar{c}_{ДУ1}\gamma_{ДУ1}k_p}{v_0}}{\mu_{ПН1}}$$

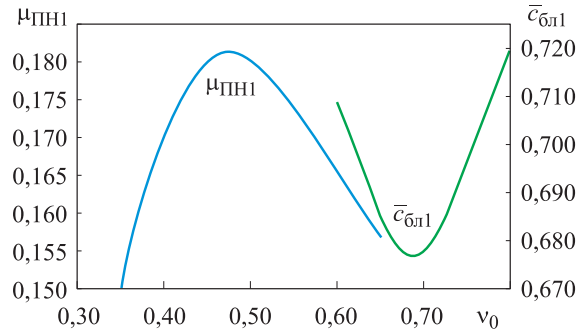
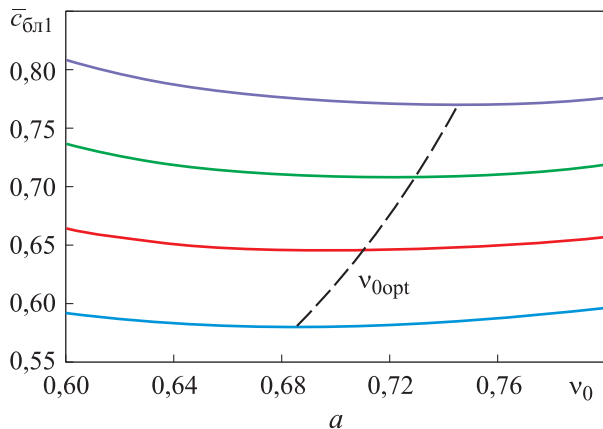


Рис. 1. Зависимости массовой отдачи ПН $\mu_{ПН1}$ и удельной стоимости ракетного блока $\bar{c}_{бл1}$ от коэффициента тяговооруженности v_0

В проектно-конструкторских организациях значение $\bar{c}_{ДУ1}$ можно с достаточной степенью точности определить на начальной стадии проектирования. Обычно при разработке технического предложения специалисты конструкторского бюро выполняют так называемое технико-экономическое обоснование целесообразности создания ракетно-космического комплекса и выпускают соответствующие документы.

Это означает, что на этом этапе в первом приближении становятся известными такие характеристики, как стартовая масса ракеты, массы конструкции ракетного блока и ДУ, а также себестоимость разработки и создания ракетных блоков и ДУ. Таким образом, на самых ранних этапах проектирования будут известны все характеристики, необходимые для формирования предлагаемого критерия эффективности.

Зависимости массовой отдачи ПН $\mu_{ПН1}$ и удельной стоимости ракетного блока $\bar{c}_{бл1}$ от коэффициента тяговооруженности v_0 приведены на рис. 1. Видно, что оптимальное значение

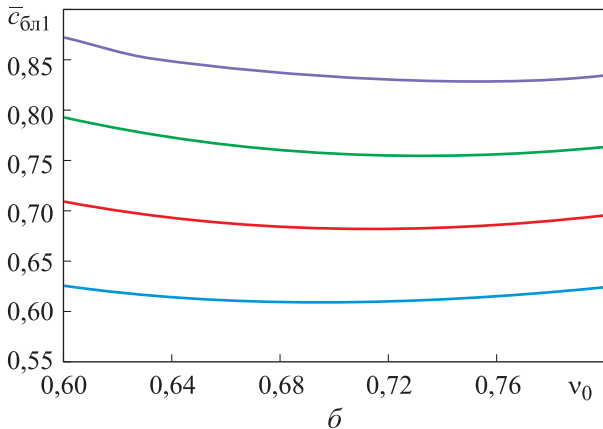


Рис. 2. Зависимости удельной стоимости ракетного блока ПС $\bar{c}_{бл1}$ от коэффициента тяговооруженности v_0 для топливных пар кислород — керосин (а) и кислород — метан (б) при различных значениях относительной стоимости ДУ ПС $\bar{c}_{ДУ1} = 1,75$ (—), $1,50$ (—), $1,25$ (—) и $1,00$ у.е. (—)

ние коэффициента тяговооруженности $v_{0\text{опт}}$, полученное из условия максимума массовой отдачи ПН, существенно занижено по сравнению с таковым, найденным из условия минимума стоимости.

Зависимости удельной стоимости ракетного блока ПС $\bar{c}_{\text{бл}}$ от коэффициента тяговооруженности v_0 для топливных пар кислород — керосин и кислород — метан при различных значениях относительной стоимости ДУ ПС $\bar{c}_{\text{ДУ}}$ приведены на рис. 2, а и б. Здесь штриховой линией показано оптимальное значение коэффициента тяговооруженности для заданной топливной пары.

Графики очень похожи, хотя и имеют различия: удельная стоимость ракетного блока ПС с топливом кислород — керосин оказалась меньше, чем у ракетного блока с топливом кислород — метан.

Выводы

1. Предложена методика выбора коэффициента тяговооруженности ПС двухступенчатой РН СЛК.

2. По результатам расчетов установлено, что массовая отдача будет максимальной при коэффициенте тяговооруженности $v_0 \approx 0,45 \dots 0,47$. Минимальная стоимость ракетного блока ПС практически не зависит от вида топливной пары, в основном на нее влияют массовый коэффициент $\gamma_{\text{ДУ}}$ и относительная стоимость ДУ ПС $\bar{c}_{\text{ДУ}}$. Увеличение массового коэффициента $\gamma_{\text{ДУ}}$ на 20 % приводит к возрастанию оптимального коэффициента тяговооруженности для обеих топливных пар примерно на 4...5 %.

3. Для топливной пары кислород — керосин оптимальный коэффициент тяговооруженности составил около 0,67...0,68 при относительной стоимости ДУ ПС $\bar{c}_{\text{ДУ}} = 1,00$, для пары кислород — метан — примерно 0,74...0,75 при $\bar{c}_{\text{ДУ}} = 1,75$.

4. Результаты работы могут быть полезны специалистам проектно-конструкторских организаций, а также студентам вузов при выполнении курсовых и дипломных проектов.

Литература

- [1] Алифанов О.М., Медведев А.А., Соколов В.П. Малые космические аппараты как эволюционная ступень перехода к микро- и наноспутникам. *Труды МАИ*, 2011, № 49. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=28112>
- [2] Пайсон Д.Б. Малые спутники в современной космической деятельности. *Технологии и средства связи*, 2016, № 6, с. 64–69.
- [3] Проценко П.А., Хуббиев Р.В. Методика оценивания эффективности применения орбитальных систем малых космических аппаратов оптико-электронного наблюдения. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2020, № 1, с. 29–41, doi: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-1-29-41>
- [4] Гансвинд И.Н. Малые космические аппараты — новое направление космической деятельности. *Международный научно-исследовательский журнал*, 2018, № 12–2, с. 84–91.
- [5] Петрукович А.А., Никифоров О.В. Малые спутники для космических исследований. *Ракетно-космическое приборостроение и информационные методы*, 2016, т. 3, № 4, с. 22–31.
- [6] Каширин А.В., Глебанов И.И. Анализ современного состояния рынка наноспутников как прорывной инновации и возможности его развития в России. *Молодой ученый*, 2016, № 7, с. 855–867.
- [7] Ключников В.Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты. *Воздушно-космическая сфера*, 2019, № 3, с. 58–71, doi: <https://doi.org/10.30981/2587-7992-2019-100-3-58-71>
- [8] Концепции РН СЛК и разгонного блока, представленные на конкурс Аэронет. Круглый стол. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=W3HoGVPVt4o> (дата обращения: 15.12.2022).
- [9] Солодовников А.В., Акишин И.В., Голубятник В.В. и др. Оценка концепции создания жидкостного ракетного двигателя на основе инновационных технологий. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2017, т. 16, № 2, с. 127–134, doi: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2017-16-2-127-134>

- [10] Wekerle T., Filho J.B.P., Loures L. et al. Status and trends of smallsats and their launch vehicles — an up-to-date review. *J. Aerosp. Technol. Manag.*, 2017, vol. 9, no. 3, pp. 269–286, doi: <https://doi.org/10.5028/jatm.v9i3.853>
- [11] Hertzfeld H.R. The state of space economic analyses: real questions, questionable results. *New Space*, 2013, vol. 1, no. 1, pp. 21–28, doi: <https://doi.org/10.1089/space.2013.0003>
- [12] Черный И. Electron готовится к первому пуску. *Новости космонавтики: журнал*, 2017, т. 27, № 5, с. 45.
- [13] Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П. *Баллистика управляемых ракет дальнего действия*. Москва, Наука, 1966. 305 с.
- [14] Алифанов О.М., ред. *Баллистические ракеты и ракеты-носители*. Москва, Дрофа, 2004. 512 с.
- [15] Матвеев А.М., Алифанов О.А., ред. *Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы)*. Москва, Машиностроение, 2005. 375 с.
- [16] Феодосьев В.И. *Основы техники ракетного полета*. Москва, Наука, 1979. 496 с.
- [17] Мухамедов Л.П. *Основы проектирования транспортных космических систем*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. 265 с.
- [18] Мухамедов Л.П., Кириевский Д.А. Приближенная методика проектировочного баллистического расчета первых ступеней ракет-носителей. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 6, с. 67–77, doi: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2020-6-67-77>
- [19] Muhamedov L.P., Kirievskii D.A. An approximate determination of the characteristic velocity losses and the positioning of the end of the launching phase of the first stages of launch vehicles. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, art. 020001, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0036342>
- [20] Петров К.П. *Аэродинамика транспортных космических систем*. Москва, Эдиториал УРСС, 2000. 368 с.
- [21] Мухамедов Л.П., Кириевский Д.А. Приближенная методика проектировочного баллистического расчета двухступенчатых ракет-носителей. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, № 2, с. 94–104, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2022-2-94-104>
- [22] Сердюк В.К., Медведев А.А., ред. *Проектирование средств выведения космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 2009. 504 с.
- [23] Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Куренков В.И. *Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика ракет-носителей*. Самара, Изд-во СамГТУ, 2015. 448 с.

References

- [1] Alifanov O.M., Medvedev A.A., Sokolov V.P. Small-scale space vehicles as the evolutionary step of transition to micro and nano satellites. *Trudy MAI*, 2011, no. 49. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=28112> (in Russ.).
- [2] Payson D.B. Small satellites in modern space activities. *Tekhnologii i sredstva svyazi*, 2016, no. 6, pp. 64–69. (In Russ.).
- [3] Protsenko P.A., Khubbiev R.V. Method for estimating the efficiency of small orbital spacecraft systems for optoelectronic surveillance. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Bauman, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2020, no. 1, pp. 29–41, doi: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-1-29-41> (in Russ.).
- [4] Gansvind I.N. Small spacecraft — new direction in space activities. *Mezhdunarodnyy nauchno-issledovatel'skiy zhurnal* [International Research Journal], 2018, no. 12–2, pp. 84–91. (In Russ.).
- [5] Petrukovich A.A., Nikiforov O.V. Small satellites for scientific research. *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye metody* [Rocket-Space Device Engineering and Information Systems], 2016, vol. 3, no. 4, pp. 22–31. (In Russ.).
- [6] Kashirin A.V., Glebanov I.I. Analysis of the current state of the nanosatellite market as a breakthrough innovation and opportunities for its development in Russia. *Molodoy uchenyy* [Young Scientist], 2016, no. 7, pp. 855–867. (In Russ.).

- [7] Klyushnikov V.Yu. Micro launch vehicles: the segment in the launch services market and promising projects. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera* [Aerospace Sphere Journal], 2019, no. 3, pp. 58–71, doi: <https://doi.org/10.30981/2587-7992-2019-100-3-58-71> (in Russ.).
- [8] *Kontseptsii RN SLK i razgonnogo bloka, predstavlennye na konkurs Aeronet. Kruglyy stol* [Concepts of SLK booster and upper stage submitted to Aeronet competition. Round table]. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=W3HoGVPVt4o> (accessed: 15.12.2022). (In Russ.).
- [9] Solodovnikov A.V., Akishin I.V., Golubyatnik V.V. et al. Assessment of a liquid rocket engine concept based on innovative technologies. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aero-kosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2017, vol. 16, no. 2, pp. 127–134, doi: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2017-16-2-127-134> (in Russ.).
- [10] Wekerle T., Filho J.B.P., Loures L. et al. Status and trends of smallsats and their launch vehicles — an up-to-date review. *J. Aerosp. Technol. Manag.*, 2017, vol. 9, no. 3, pp. 269–286, doi: <https://doi.org/10.5028/jatm.v9i3.853>
- [11] Hertzfeld H.R. The state of space economic analyses: real questions, questionable results. *New Space*, 2013, vol. 1, no. 1, pp. 21–28, doi: <https://doi.org/10.1089/space.2013.0003>
- [12] Chernyy I. Electron prepares for the first launch. *Novosti kosmonavтики: zhurnal*, 2017, vol. 27, no. 5, pp. 45. (In Russ.).
- [13] Appazov R.F., Lavrov S.S., Mishin V.P. *Ballistika upravlyaemykh raket dalnego deystviya* [Ballistics of guided long-range missiles]. Moscow, Nauka Publ., 1966. 305 p. (In Russ.).
- [14] Alifanov O.M., ed. *Ballisticheskie rakety i rakety-nositeli* [Ballistic missiles and launch vehicles]. Moscow, Drofa Publ., 2004. 512 p. (In Russ.).
- [15] Matveenko A.M., Alifanov O.A., eds. *Osnovy proektirovaniya letatelnykh apparatov (transportnye sistemy)* [Fundamentals of aircraft design (transportation systems)]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 375 p. (In Russ.).
- [16] Feodosyev V.I. *Osnovy tekhniki raketnogo poleta* [Fundamentals of rocket flight technique]. Moscow, Nauka Publ., 1979. 496 p. (In Russ.).
- [17] Mukhamedov L.P. *Osnovy proektirovaniya transportnykh kosmicheskikh sistem* [Fundamentals of transport space systems design.]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2019. 265 p. (In Russ.).
- [18] Mukhamedov L.P., Kirievskiy D.A. Approximate methodology for design ballistic calculations of the first stage of launch vehicles. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2020, no. 6, pp. 67–77, doi: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2020-6-67-77> (in Russ.).
- [19] Muhamedov L.P., Kirievskii D.A. An approximate determination of the characteristic velocity losses and the positioning of the end of the launching phase of the first stages of launch vehicles. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, art. 020001, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0036342>
- [20] Petrov K.P. *Aerodinamika transportnykh kosmicheskikh sistem* [Aerodynamics of transport space systems]. Moscow, Editorial URSS Publ., 2000. 368 p. (In Russ.).
- [21] Mukhamedov L.P., Kirievskiy D.A. Approximate methodology for design ballistic calculation of two-stage launch vehicles. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2022, no. 2, pp. 94–104, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2022-2-94-104> (in Russ.).
- [22] Serdyuk V.K., Medvedev A.A., eds. *Proektirovanie sredstv vyvedeniya kosmicheskikh apparatov* [Design of spacecraft launch vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2009. 504 p. (In Russ.).
- [23] Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Kurenkov V.I. *Vybor osnovnykh proektnykh kharakteristik i formirovanie konstruktivnogo oblika raket-nositeley* [Selection of basic design characteristics and formation of structural shape of launch vehicles]. Samara, Izd-vo SamGTU Publ., 2015. 448 p. (In Russ.).

Информация об авторах

МУХАМЕДОВ Леонид Павлович — кандидат технических наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: l.p.muhamedov@yandex.ru).

КИРИЕВСКИЙ Дмитрий Алексеевич — ведущий инженер. АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева» (121309, Москва, Российская Федерация, ул. Новозаводская, д. 18, e-mail: kda9700@mail.ru).

Information about the authors

MUHAMEDOV Leonid Pavlovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Spacecrafts and Launch Vehicles Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: l.p.muhamedov@yandex.ru).

KIRIEVSKIY Dmitriy Alekseevich — Leading Engineer. JSC Khrunichev State Research and Production Space Center (121309, Moscow, Russian Federation, Novozavodskaya St., Bldg. 18, e-mail: kda9700@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Мухамедов Л.П., Кириевский Д.А. Выбор оптимального коэффициента тяговооруженности первых ступеней ракет-носителей сверхлегкого класса. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 6, с. 99–107, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-99-107

Please cite this article in English as:

Muhamedov L.P., Kirievskiy D.A. Selection of the optimal thrust-to-weight ratio of the first stages of small-lift launch vehicles. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 6, pp. 99–107, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-99-107



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана
предлагает читателям учебник
под редакцией Д.А. Ягодникова, А.И. Коломенцева

«Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей»

Содержит термогазодинамические основы рабочего процесса в камере ЖРД; рассмотрены теория тяги, удельный импульс. Приведены высотные и дроссельные характеристики; даны расчеты процессов сгорания, истечения продуктов сгорания, основных размеров камеры сгорания ЖРД, устойчивости рабочего процесса в ЖРД, теория и расчет круглых и кольцевых сопел, а также историческая справка о развитии ракетного двигателестроения.

Для студентов технических университетов и машиностроительных вузов.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; <https://bmstu.press>

УДК 629.7.036

doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-108-118

Методы и способы повышения температуры газа перед турбиной газотурбинного двигателя

В.Л. Письменный

Государственный летно-испытательный центр им. В.П. Чкалова

Methods and techniques used in increasing gas temperature in front of the gas turbine engine turbine

V.L. Pismennyi

State Flight Test Centre named after V.P. Chkalov

Изложены методы и способы повышения температуры газа перед турбиной газотурбинного двигателя, которые в совокупности позволяют достичь температуры газа 2300 К. Лопатки газовых турбин, выполненные на основе лучших никелевых сплавов, могут работать продолжительное время без охлаждения при температуре не более 1300 К. На сегодняшний день наиболее эффективным способом воздушного охлаждения лопаток является конвективно-пленочное охлаждение, благодаря которому (в сочетании с теплозащитными покрытиями) на газотурбинных двигателях пятого поколения достигнута температура газа 2000 К. Существенное повышение эффективности внутреннего охлаждения лопаток турбины (конвективного, конвективно-пленочного, пористого) достигается при использовании внешнего охлаждения — понижения температуры охлаждающего воздуха за счет хладоресурса внешней среды: атмосферного воздуха (воздуха второго контура), воды и топлива. Применение внешнего охлаждения совместно с конвективно-пленочным позволяет повысить температуру газа перед турбиной на 0,6...1,5 К на каждый градус снижения температуры охлаждающего воздуха. Предложен циркуляционный теплообменник, который понижает температуру охлаждающего воздуха практически до температуры внешней среды, что в сочетании с известными методами и способами повышения температуры газа (жаропрочные материалы, теплозащитные покрытия, конвективно-пленочное охлаждение) позволяет увеличить температуру газа перед турбиной на 300...400 К и довести ее как минимум до 2300 К. Это даст возможность уже сегодня приступить к созданию стехиометрических и гиперфорсированных газотурбинных двигателей, повысить коэффициент полезного действия двухконтурных турбореактивных двигателей до 45 %. Разновидностью внешнего охлаждения лопаток турбин является воздушно-жидкостное охлаждение. Исследована возможность (запатентованы технические решения) использования воздушно-жидкостного охлаждения в газотурбинных двигателях больших скоростей полета, включая турбоэжекторные двигатели.

Ключевые слова: жаропрочность материалов, охлаждение лопаток, температура газа, циркуляционный теплообменник, теплозащитные покрытия, газотурбинный двигатель, воздушно-жидкостное охлаждение

The paper presents methods and techniques used in increasing gas temperature in front of the turbine blades of the gas turbine engine making it possible in the aggregate to reach the gas temperature of 2300 K. Gas turbine blades made on the basis of the best nickel alloys could operate for a long time without cooling at the temperature of not more than 1300 K. Convective-film cooling today appears to be the most effective method of air cooling the blades, due to which (in combination with the heat-shielding coatings) gas temperature of

2000 K is reached in the fifth-generation gas turbine engines. Significant increase in the efficiency of the turbine blades internal cooling (convective, convective-film, porous) is obtained with using the external cooling, i.e. decreasing the cooling air temperature by the cooling resource of the external environment: atmospheric air (secondary air), water and fuel. External cooling when using the convective-film cooling makes it possible to increase gas temperature in front of the turbine blades by 0.6...1.5 K for each degree in the cooling air temperature decrease. A circulating heat exchanger is proposed, which lowers the cooling air temperature almost to the ambient temperature making it possible in combination with the known methods and techniques for increasing the gas temperature (heat-resistant materials, heat-shielding coatings, convective-film cooling) to increase gas temperature in front of the turbine blades by 300...400 K and bring it up to at least 2300 K. This would allow today to start creating stoichiometric and hyperforced gas turbine engines and to increase the bypass turbojet engines efficiency up to 45%. Air-liquid cooling is a variation of the turbine blades external cooling. The possibility (technical solutions were patented) of introducing the air-liquid cooling in gas turbine engines at the high flight speeds, including the turbojet engines, was studied.

Keywords: heat resistance of materials, blade cooling, gas temperature, circulating heat exchanger, heat-shielding coatings, gas turbine engine, air-liquid cooling

Повышение температуры газа перед турбиной является генеральным направлением развития газотурбинных двигателей (ГТД). В настоящее время указанная температура приблизилась к 2000 K [1].

Цель работы — увеличение температуры газа перед турбиной ГТД до 2300 K, что позволит приступить к созданию стехиометрических и гиперфорсированных ГТД [2, 3], увеличить коэффициент полезного действия (КПД) двухконтурных турбореактивных двигателей до 45 % [4].

Температуру газа перед турбиной ГТД можно повысить тремя методами:

- применением жаропрочных материалов;
- охлаждением элементов турбины;
- использованием теплозащитных покрытий (ТЗП).

Повышение жаропрочности материалов газовых турбин. Этим вопросом в нашей стране занимается Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов (ВИАМ).

Лопатки из первых жаропрочных сплавов могли длительно работать при температуре газа перед турбиной не более 1000 K. Лопатки выполнялись методом штамповки. Чтобы повысить рабочую температуру материала, в него добавляли легирующие элементы: вольфрам, ниобий, молибден. Эти добавки сделали сплав настолько твердым, что штамповать его стало невозможно. Лопатки стали отливать [5].

Сплав нагревали до температуры 1700 K, после чего его заливали в форму и охлаждали.

Остывающий металл кристаллизовался, образуя отдельные зерна, которые получались разными — крупными и мелкими (рис. 1, а). Как показала практика, сцепление между такими зернами оказалось ненадежным: лопатки разрушались по границам зерен. Время работы лопаток составляло не более 50 ч.

Чтобы продлить время работы лопаток, в материал формы для литья стали вводить модификатор — кристаллики алюмината кобальта. Эти кристаллики служили центрами кристаллизации, ускоряющими процесс образования зерен. Зерна получались однородными и мелкими (рис. 1, б). Новые лопатки стали работать по 500 ч.



а

б

Рис. 1. Внешний вид отливок лопаток при отсутствии (а) и наличии (б) модификатора

Однако температура газа перед турбиной ГТД пятого и шестого поколений существенно повысилась. Стало ясно, что мелкозернистая структура металла в новых условиях не сможет эффективно работать.

В результате появилась идея так называемой направленной кристаллизации, основанная на том, что, застывая, металл образует не мелкие зерна, а длинные столбчатые кристаллы, вытянутые вдоль оси лопатки. Лопатка с такой структурой будет сопротивляться излому лучше, чем таковая с мелкозернистой структурой.

Чтобы кристаллы, образующие лопатку, росли должным образом, форму с расплавленным металлом медленно вынимали из зоны нагрева. При этом форму с жидким металлом помещали в ванну с расплавленным оловом при температуре 600...700 К (рис. 2).

Рост кристаллов начинается снизу и идет вверх со скоростью, практически равной скорости выхода формы из нагревателя. При соблюдении условий технологии вырастают 5–7 длинных столбчатых кристаллов на каждый квадратный сантиметр сечения лопатки. Эта технология позволила создать ГТД нового поколения. Ресурс лопаток достиг 1500 ч и более.

В настоящее время разработана еще более совершенная технология, обеспечивающая выращивание лопатки из одного кристалла. В этом случае она не имеет межзеренных границ, по которым собственно и происходит разрушение. Для этого делают затравку, которая позволяет только одному кристаллу расти в заданном направлении. Такие лопатки стали называть монокристаллическими [6].

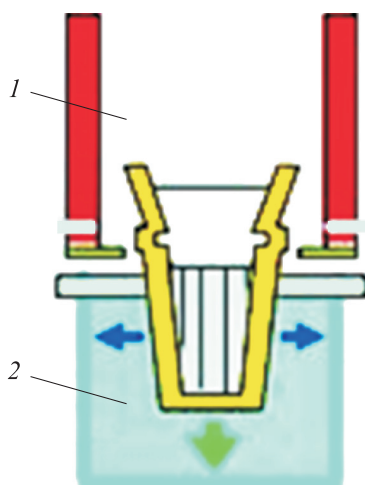


Рис. 2. Установка для выращивания кристаллов, образующих лопатку:
1 — печь; 2 — ванна (охладитель из жидкого металла)

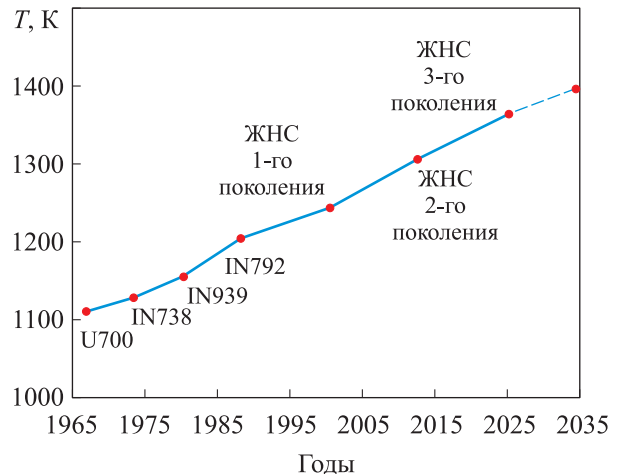


Рис. 3. Динамика роста максимальной рабочей температуры T жаропрочных никелевых сплавов

Максимальная температура плавления монокристаллических лопаток, выполненных из современных жаропрочных никелевых сплавов (ЖНС), составляет около 1600 К. Однако длительно работать эти лопатки могут лишь при температуре до 1300 К. И только лопатки из ЖНС 3-го поколения (ВЖМ4, ВЖМ6, ВЖМ8) работают и при более высокой температуре (рис. 3).

Эффективность ЖНС обеспечивают два дорогостоящих вещества: рений и рутений. Рений — самый редкий на Земле металл (его добыча в России составляет не более 50 кг в год). Рутений — элемент платиновой группы. Легировать высокорениевые жаропрочные сплавы предложил профессор И.А. Светлов, совместно с которым специалисты ВИАМ разработали рений-рутенийсодержащий сплав ВЖМ4 [7]. В настоящее время из этого сплава изготавливают монокристаллические лопатки для авиационного двигателя ПД-14.

Охлаждение лопаток газовых турбин. Системы охлаждения турбинных лопаток подразделяют на замкнутые и открытые. В замкнутых системах жидкий или газообразный теплоноситель циркулирует в замкнутом контуре, в открытых — воздух, отбираемый от компрессора, используется непосредственно для охлаждения лопаток, после чего выпускается в проточную часть турбины. Благодаря простоте такие системы получили широкое распространение.

Однако, несмотря на широкое распространение, системы воздушного охлаждения имеют ограничения в применении. Это связано с тем, что с одной стороны, отбор воздуха на охлаж-

дение увеличивает мощность турбины за счет повышения температуры газа, а с другой — уменьшает, так как часть воздуха исключается из процесса расширения газа в турбине.

Так, при отборе воздуха более 10...15 % рост мощности турбины из-за повышения температуры газа уже не компенсирует ее падение вследствие потерь давления и снижения расхода газа. Сегодня количество отбираемого воздуха на охлаждение турбины зачастую превышает 15 % [1].

Воздушное охлаждение лопаток газовых турбин по физической природе может быть внутренним и внешним. Внутреннее охлаждение — это охлаждение (защита) лопаток турбин воздухом, поступающим во внутренние полости лопаток, внешнее — охлаждение воздуха, охлаждающего лопатки турбины.

Внутреннее охлаждение при наличии достаточного хладоресурса у охлаждающего воздуха является весьма эффективным [8]. Внешнее охлаждение обладает теоретически неограниченными энергетическими возможностями: для охлаждения лопаток используют хладоресурс внешней среды, в качестве которой могут выступать различные вещества: воздух, вода, топливо и др.

Сочетание неограниченных энергетических возможностей внешнего охлаждения и высокой эффективности внутреннего охлаждения позволяет по-новому решать проблемы высоких температур газа перед лопатками турбины ГТД.

Известны три способа внутреннего охлаждения лопаток: конвективное, пленочное (заградительное) и пористое.

При конвективном охлаждении лопаток охлаждающий воздух проходит по специально выполненным каналам внутри лопатки и выпускается в проточную часть турбины.

Охлаждающий воздух входит со стороны замковой части лопатки во все каналы и, протекая по продольным каналам, выбрасывается в радиальный зазор. Лопатки обеспечивают работу турбины при температуре газа перед турбиной до 1400 К и расходе охлаждающего воздуха на венец, составляющем примерно 2 % расхода газа через турбину, понижая температуру в средней части лопатки на 220...260 К. Основным достоинством продольной схемы охлаждения лопаток является более простая технология изготовления. Эффективность охлаждения таких лопаток довольно высокая, однако наблюдается значительная неравномер-

ность температурного поля как по высоте, так и по профилю лопатки, которая доходит до 150...200 К.

Конвективное охлаждение со вставным дефлектором, предложенное С.К. Туманским, может обеспечить длительную работу лопаток при температуре газа 1450...1500 К. При температуре газа, превышающей указанные значения, следует применять более сложные схемы охлаждения, где наряду с конвективным охлаждением присутствует пленочное. При таком охлаждении вокруг лопатки создается заградительная пленка, что уменьшает теплоотдачу от горячих газов к лопаткам.

Недостатком пленочного охлаждения является довольно быстрое разрушение пленки, вследствие чего необходимо предусматривать достаточное количество отверстий выпуска воздуха, что снижает конструктивную прочность лопатки и увеличивает потребление охлаждающего воздуха.

Наиболее эффективным является пористое охлаждение [8]. Лопатка с таким охлаждением состоит из внутреннего несущего стержня с профилированными ребрами и пористой оболочки, образующей профильную часть. Оболочку лопатки выполняют из пористых материалов (пористых, перфорированных, сеточных). Ребра на стержне служат для подкрепления оболочки, образуя продольные каналы, по которым движется охлаждающий воздух. Воздух, проходя через мелкие отверстия в стенке лопатки, отбирает от нее тепло и образует сплошной теплозащитный слой на ее наружной поверхности.

Однако пористое охлаждение не получило практического применения, что обусловлено конструктивными, технологическими и эксплуатационными причинами (возможностью засорения пор частицами пыли, содержащимися в охлаждающем воздухе).

Критерием оценки интенсивности охлаждения пера лопатки является коэффициент интенсивности внутреннего охлаждения θ [8]. Он показывает долю снижения температуры стенки по сравнению с температурой газа относительно максимально возможного температурного напора $T_{\Gamma}^* - T_{\text{охл}}^*$:

$$\theta = \frac{T_{\Gamma}^* - T_{\text{л}}}{T_{\Gamma}^* - T_{\text{охл}}^*}, \quad (1)$$

где T_{Γ}^* , $T_{\text{л}}$ и $T_{\text{охл}}^*$ — температура газа перед турбиной, материала лопатки и охлаждающего воздуха соответственно.

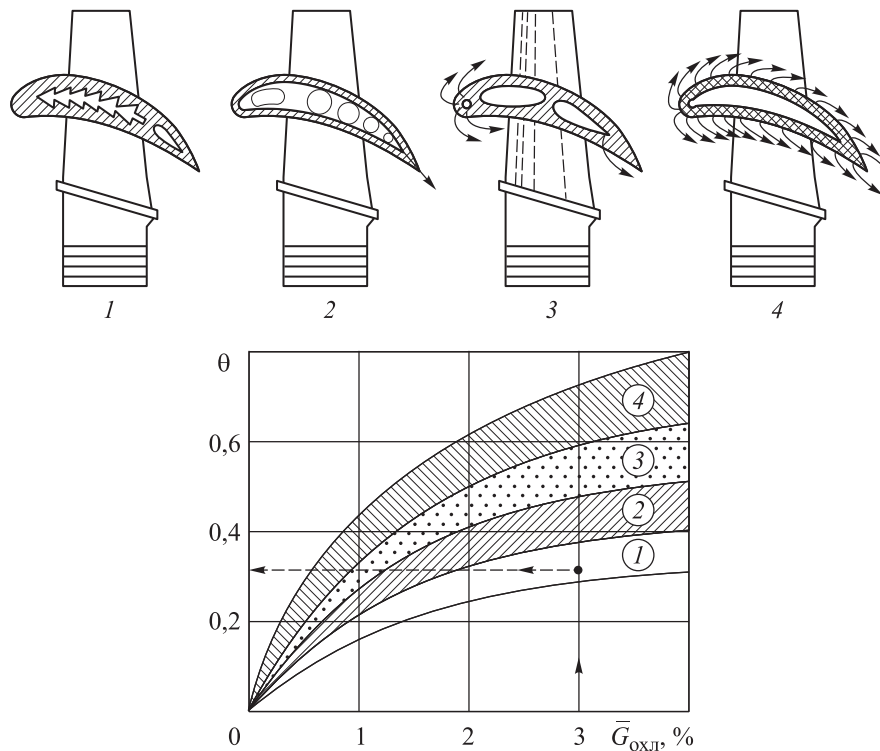


Рис. 4. Зависимости коэффициента интенсивности внутреннего охлаждения лопатки θ от относительного расхода охлаждающего воздуха на один венец $\bar{G}_{\text{охл}}$ при различных способах ее внутреннего охлаждения:

1 — конвективное охлаждение ($T_{\text{г}}^* = 1350 \dots 1450 \text{ K}$); 2 — конвективное охлаждение со вставным дефлектором ($T_{\text{г}}^* = 1450 \dots 1550 \text{ K}$); 3 — конвективно-пленочное охлаждение ($T_{\text{г}}^* = 1550 \dots 1700 \text{ K}$); 4 — пористое охлаждение ($T_{\text{г}}^* = 1700 \dots 1900 \text{ K}$)

Зависимости коэффициента интенсивности внутреннего охлаждения лопатки θ от относительного расхода охлаждающего воздуха на один венец $\bar{G}_{\text{охл}}$ при различных способах ее внутреннего охлаждения показаны на рис. 4.

Из графиков видно, что наибольшая эффективность внутреннего охлаждения достигается при конвективно-пленочном охлаждении, а температура газа перед турбиной $T_{\text{г}}^*$ при всех способах ее охлаждения остается менее 2000 К.

Эффективность внутреннего охлаждения лопаток турбины ГТД существенно повышается при использовании внешнего охлаждения.

Из формулы (1) получаем

$$T_{\text{г}}^* = \frac{T_{\text{л}} - \theta T_{\text{охл}}^*}{1 - \theta}. \quad (2)$$

Используя соотношение (2), определим условия, при которых температура газа перед лопатками турбины ГТД достигает 2300 К.

Будем полагать следующее: лопатки турбины могут работать без охлаждения при температуре газа 1350 К (см. рис. 3); у охлаждаемых лопаток коэффициент интенсивности внутреннего охлаждения $\theta = 0,4 \dots 0,6$ при относительном

расходе охлаждающего воздуха на один венец $\bar{G}_{\text{охл}} = 2 \dots 3 \%$ (см. рис. 4).

Значения температуры газа перед турбиной $T_{\text{г}}^*$, которые при температуре лопатки $T_{\text{л}} = 1350 \text{ K}$ (ГТД шестого поколения) достигаются в зависимости от температуры охлаждающего воздуха $T_{\text{охл}}^*$ при различных значениях коэффициента интенсивности ее внутреннего охлаждения θ , приведены на рис. 5. Видно, что для достижения температуры газа перед лопатками турбины $T_{\text{г}}^* = 2300 \text{ K}$ температура охлаждающего воздуха $T_{\text{охл}}^*$ должна быть не более 400...700 К ($\theta = 5,0 \dots 6,0$).

В современных ГТД температура воздуха за компрессором высокого давления существенно больше 700 К [1], поэтому решить задачу повышения температуры газа перед турбиной до 2300 К без внешнего охлаждения невозможно.

Введем в рассмотрение коэффициент интенсивности внешнего охлаждения лопаток как производную температуры газа перед турбиной по температуре охлаждающего воздуха

$$\psi = \frac{\partial T_{\text{г}}^*}{\partial T_{\text{охл}}^*} = -\frac{\theta}{1 - \theta}. \quad (3)$$

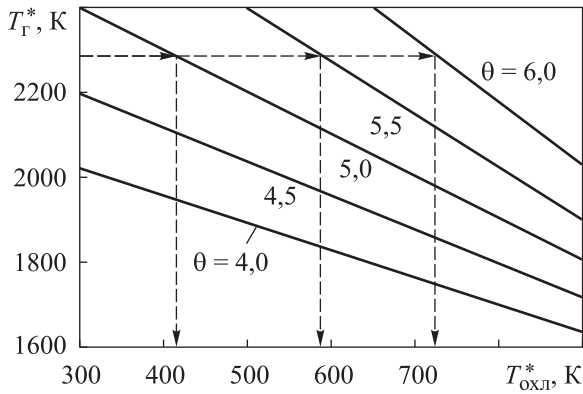


Рис. 5. Зависимости температуры газа перед турбиной T_g^* от температуры охлаждающего воздуха $T_{охл}^*$ при температуре лопатки $T_l = 1350$ К и различных значениях коэффициента интенсивности ее внутреннего охлаждения θ

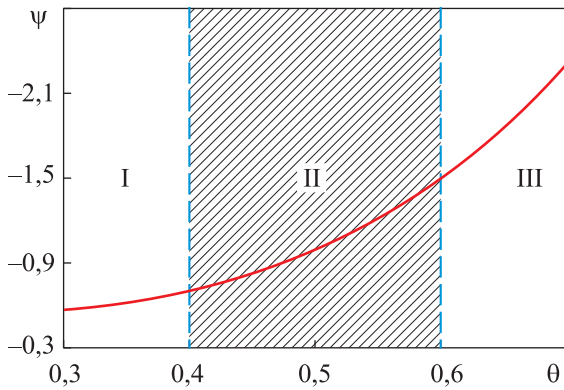


Рис. 6. Зависимость коэффициента интенсивности внешнего охлаждения лопаток ψ от коэффициента интенсивности их внутреннего охлаждения θ : I — конвективное охлаждение; II — конвективно-пленочное охлаждение; III — пористое охлаждение

Из соотношения (3) следует, что коэффициент интенсивности внешнего охлаждения лопаток ψ напрямую зависит от коэффициента интенсивности их внутреннего охлаждения θ (рис. 6).

Из формулы (3) следует, что

$$\partial T_g^* = \psi \partial T_{охл}^*$$

или в интегральной форме

$$\Delta T_g^* = \psi \Delta T_{охл}^*,$$

т. е. изменение температуры газа перед турбиной пропорционально (с учетом коэффициента интенсивности внешнего охлаждения) изменению температуры охлаждающего воздуха.

В ГТД для реализации внешнего охлаждения применяют воздухо-воздушные рекуперативные теплообменные аппараты (далее теплообменники), где охлаждающий воздух, прежде

чем поступить в систему охлаждения турбины, охлаждается более холодным воздухом внешней среды.

В качестве примера можно привести двигатель АЛ-31Ф, у которого во втором контуре установлен воздухо-воздушный рекуперативный теплообменник (рис. 7), где горячий воздух, забираемый от компрессора, охлаждается воздухом второго контура на 100° [9]. Как следствие, температура газа перед турбиной повышается на 60° (коэффициент интенсивности внешнего охлаждения $\psi = -0,6$).

Воздухо-воздушный рекуперативный теплообменник не обладает высокой эффективностью, так как время нахождения в нем охлаждаемого воздуха из-за ограниченных размеров слишком мало, чтобы обеспечить передачу значительного количества теплоты внешней среде (закон Фурье).

Циркуляционный рекуперативный теплообменник (ЦРТ), схема которого приведена на рис. 8 [10], по эффективности (способности к выравниванию температур теплоносителей) приближается к смешительному теплообменнику. Предлагаемый ЦРТ состоит из рекуперативного теплообменника 1, центробежного компрессора 2, смесителя 3 и входного канала 4.

ЦРТ работает следующим образом. Теплоноситель (газ) под давлением через входной канал поступает в смеситель и далее в рекуперативный теплообменник. Охлажденный (нагретый) в этом теплообменнике газ частично отводится потребителю. Его оставшаяся часть поступает в центробежный компрессор, а оттуда — в смеситель, где охлажденный (нагретый) газ перемешивается с теплоносителем, поступающим в смеситель через входной канал.

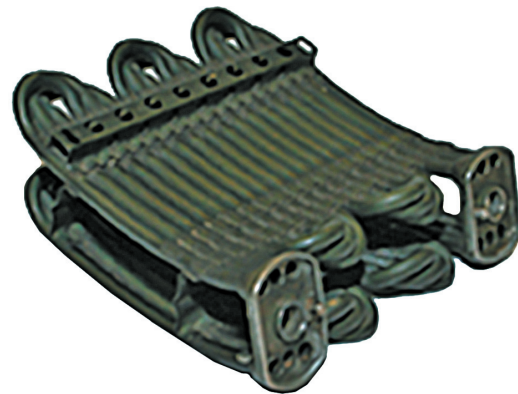


Рис. 7. Внешний вид секции воздухо-воздушного рекуперативного теплообменника двигателя АЛ-31Ф

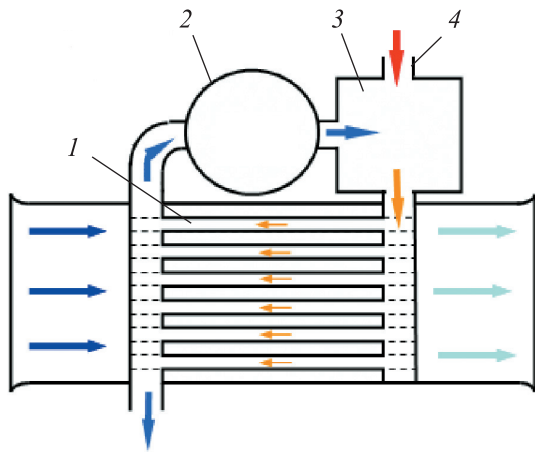


Рис. 8. Схема ЦРТ

В результате смешения температура теплоносителя понижается (повышается). Образовавшаяся смесь поступает в теплообменник, и цикл повторяется. Изменение температуры теплоносителя будет продолжаться до тех пор, пока не произойдет выравнивание тепловых потоков в регенеративном теплообменнике и смесителе.

Термодинамический цикл ЦРТ в координатах «давление газа p — удельный объем газа v » показан на рис. 9. Рабочим телом цикла является газ, циркулирующий внутри регенеративного теплообменника (температура газа внутри теплообменника выше, чем температура омывающего снаружи газа). Газ (процесс $a-b$) расширяется и охлаждается (отводится теплота q_2). Охлажденный газ сжимается до исходного давления (процесс $b-c$). К газу при постоянном давлении подводится теплота q_1 (процесс $c-a$). Цикл повторяется. Количество подведенной теплоты q_1 равно количеству отведенной теплоты q_2 , так как вся работа расширения газа (процесс $a-b$) преобразуется в теплоту.

Количество подведенной (отведенной) теплоты в цикле (см. рис. 9) зависит от интенсивности теплообменных процессов и массы рабочего тела, участвующего в этих процессах.

Интенсивность теплообменных процессов (по аналогии с рабочей лопаткой турбины) характеризуется коэффициентом интенсивности охлаждения газа

$$\vartheta = \frac{T_a - T_b}{T_a - T_2},$$

где T_a и T_b — температуры газа в точках a и b (см. рис. 9); T_2 — исходная температура наружного газа (второго теплоносителя).

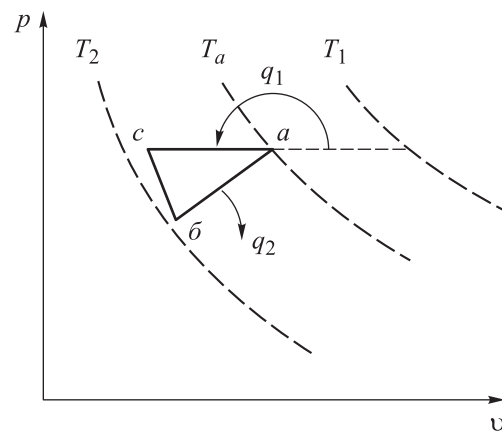


Рис. 9. Термодинамический цикл ЦРТ

Масса рабочего тела, участвующего в теплообмене, характеризуется коэффициентом циркуляции газа (теплоносителя)

$$\delta_{ц} = G^*/G,$$

где G^* — расход газа, поступающего из регенеративного теплообменника в смеситель; G — расход газа, поступающего из смесителя в регенеративный теплообменник.

Температуры газа в цикле $a-b-c$ определяются следующими соотношениями:

$$T_a = \frac{(1 - \delta_{ц})T_1 + \delta_{ц}\vartheta T_2 \left[\left(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{сж}} + 1 \right]}{1 - \delta_{ц}(1 - \vartheta) \left[\left(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{сж}} + 1 \right]},$$

$$T_b = T_a(1 - \vartheta) + T_2\vartheta;$$

$$T_c = T_b \left[\left(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{сж}} + 1 \right],$$

где T_1 — исходная температура внутреннего газа (первого теплоносителя); π — степень повышения давления в центробежном компрессоре; $\eta_{сж}$ — КПД в процессе сжатия газа в компрессоре; k — показатель адиабаты.

Зависимости температуры газа на выходе из ЦРТ T_b (см. рис. 9, точка b) от коэффициента его циркуляции $\delta_{ц}$ при исходных температурах внутреннего и внешнего газов $T_1 = 900$ К, $T_2 = 300$ К, степени повышения давления в центробежном компрессоре $\pi = 1,1$ и различных значениях коэффициента интенсивности охлаждения газа ϑ приведены на рис. 10.

Как видно из графиков, при коэффициенте циркуляции газа $\delta_{ц} > 0,9$ его температура на выходе из ЦРТ (независимо от коэффициента ϑ)

приближается к исходной температуре внешнего газа T_2 .

Способность ЦРТ приближать температуру охлаждающего воздуха к температуре внешней среды — это новое качество для рекуперативного теплообменника, которое в ГТД трансформируется в новый результат — скачкообразное увеличение температуры газа перед турбиной.

Действительно, если исходить из того, что коэффициент интенсивности внешнего охлаждения при конвективно-пленочном внутреннем охлаждении составляет $\psi = -0,6...-1,5$ (см. рис. 6), то понижение температуры охлаждающего воздуха на те же 500° (см. рис. 10) приведет к повышению температуры газа перед турбиной как минимум на $300...400^\circ$ [4].

При числе Маха $M > 3$ использование воздушного охлаждения вследствие повышения температуры внешней среды становится неэффективным. В этих условиях воздушное охлаждение заменяется воздушно-жидкостным, а рекуперативные теплообменники — смесительными.

Возможность такой замены определяется наличием запаса жидкости (как правило, воды) на борту летательного аппарата.

Зависимости относительного расхода воды (расхода воды по отношению к расходу воздуха через компрессор) $\delta_{\text{вод}}$ от исходной температуры воздуха $T_{\text{отб}}$ при различных значениях конечной температуры воздуха $T_{\text{охл}}$ приведены на рис. 11. Относительный расход воды $\delta_{\text{вод}}$ определяли из условия, что отбор воздуха на охла-

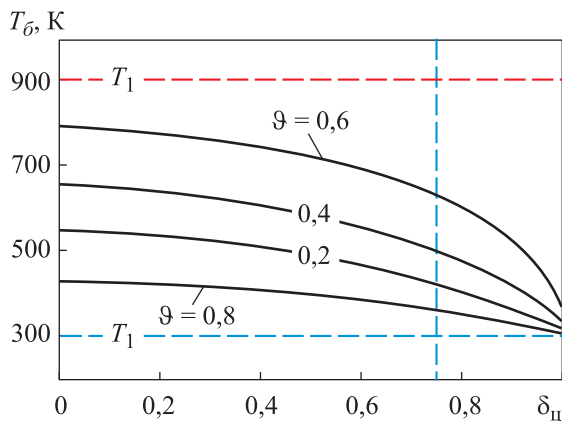


Рис. 10. Зависимости температуры газа на выходе из ЦРТ T_6 от коэффициента циркуляции газа δ_n при исходных температурах $T_1 = 900$ К, $T_2 = 300$ К, степени повышения давления в компрессоре $\pi = 1,1$ и различных значениях коэффициента интенсивности охлаждения газа ϑ

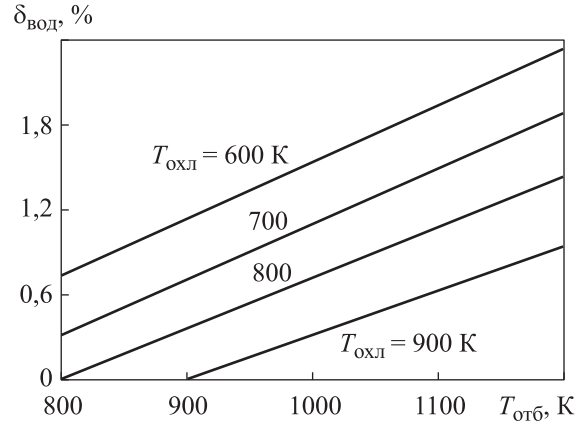


Рис. 11. Зависимости относительного расхода воды $\delta_{\text{вод}}$ от исходной температуры воздуха $T_{\text{отб}}$ при различных значениях его конечной температуры $T_{\text{охл}}$

ждение турбины составляет 15 % расхода воздуха через компрессор.

Видно, что даже при глубоком охлаждении воздуха ($T_{\text{охл}} \approx 600$ К) относительный расход воды $\delta_{\text{вод}}$ составляет менее 2 % расхода воздуха через компрессор. Для сравнения относительный расход топлива в ГТД составляет 2...5 %. Это свидетельствует о том, что воздушно-жидкостное охлаждение реализуемо, а значит, востребовано, так как скорость полета летательных аппаратов будет увеличиваться [2, 3].

Теплозащитные покрытия лопаток газовых турбин. Для защиты рабочих лопаток турбин от высокотемпературной газовой коррозии в перспективных самолетах, вертолетах и наземных ГТД применяют ТЗП, обеспечивающие работоспособность и повышение эффективности благодаря внешнему керамическому слою покрытия, который позволяет снизить температуру газа на поверхности охлаждаемой лопатки более чем на 100° [11]. Схема комплексного ТЗП для охлаждения перспективных ГТД, разработанная в ВИАМ, приведена на рис. 12.

ТЗП состоит из двух слоев: внутреннего жаростойкого металлического и внешнего керамического. Первый из них является конденсационно-диффузионным покрытием, осаждаемом на ионно-плазменной установке в вакууме путем конденсации на подложку (лопатку) материала из плазменных потоков, генерируемых на катоде.

Внутренний металлический слой наносят в три этапа. На первом и втором этапах распыляют слой покрытия на основе алюминиевого сплава, на третьем проводят вакуумный отжиг

полученных слоев при температуре 1050 °С в течение 3 ч для формирования β -фазы (NiAl) с повышенным содержанием в поверхностном слое жаростойкого покрытия, обеспечивающем при легировании высокую стойкость к окислению в условиях высокой температуры. Гафний эффективно повышает жаростойкость алюминиевых покрытий при температуре до 1450 К.

Керамический слой, состоящий из редкоземельных металлов с низким коэффициентом теплопроводности, наносят после формирования жаростойкого слоя ТЗП в среде кислорода и аргона.

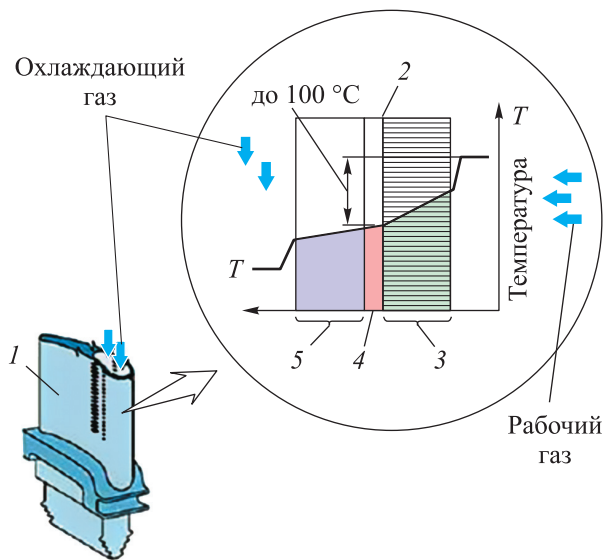


Рис. 12. Схема комплексного ТЗП для охлаждения перспективных ГТД:

1 — лопатка турбины; 2 — клеящий оксидный слой ТЗП; 3 — керамический слой ТЗП; 4 — жаростойкий слой ТЗП; 5 — подложка из сплава ВЖМ4

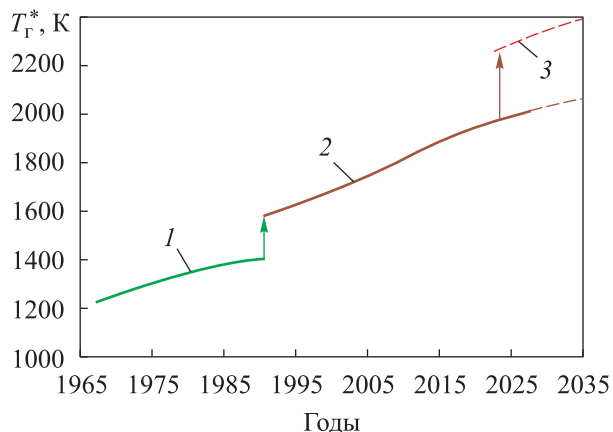


Рис. 13. Динамика роста максимальной температуры газа перед турбиной ГТД:

1 — конвективное охлаждение;
2 — конвективно-пленочное охлаждение + ТЗП;
3 — конвективно-пленочное охлаждение + ТЗП + внешнее охлаждение

На рис. 13 показана динамика роста максимальной температуры газа перед турбиной ГТД с учетом существующих и вновь появляющихся способов ее повышения, из чего можно сделать заключение, что задача достижения температуры газа перед турбиной ГТД $T_r^* = 2300$ К в ближайшее время будет решена. Во всяком случае, все предпосылки к этому имеются.

Выводы

1. Средний темп прироста температуры газа благодаря увеличению жаропрочности материалов за последние 20 лет составляет примерно 10 К в год. Ожидается, что к 2025 г. лопатки турбин смогут работать без охлаждения при температуре газа 1350 К.

2. Среди способов воздушного охлаждения лопаток турбин наибольшую эффективность имеет конвективно-пленочное, благодаря которому в сочетании с ТЗП на ГТД пятого поколения достигнута температура газа 2000 К.

3. Самым перспективным способом повышения температуры газа перед турбиной на сегодняшний день является внешнее охлаждение — использование хладоресурса внешней среды: атмосферного воздуха, воды, топлива [12–14]. Конвективно-пленочное охлаждение в сочетании с внешним позволяет повышать температуру газа перед турбиной на 0,6...1,5 К на каждый градус снижения температуры охлаждающего воздуха.

4. Предложен ЦРТ [10], который понижает температуру охлаждающего воздуха практически до температуры внешней среды, что в сочетании с известными методами и способами повышения температуры газа (жаропрочные материалы, ТЗП, конвективно-пленочное охлаждение) позволяет уже сейчас увеличить температуру газа перед турбиной на 300...400 К, и довести ее как минимум до 2300 К, что позволит приступить к созданию стехиометрических и гиперфорсированных ГТД [2, 3], повысить КПД двухконтурных ГТД до 45 % [4].

5. С ростом температуры газа перед турбиной скорость полета летательных аппаратов будет увеличиваться [2, 3], поэтому уже сейчас становится актуальным создание систем воздушно-жидкостного охлаждения. На первом этапе воздух будет охлаждаться водой [14], далее — топливом, водой и другими жидкостями [15].

Литература

- [1] Скибин В.А. *Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор)*. Москва, ЦИАМ, 2010. 673 с.
- [2] Письменный В.Л. *Авиационная стехиометрическая силовая установка и способ ее регулирования*. Патент РФ 2612482. Заявл. 03.03.2016, опубл. 09.03.2017.
- [3] Письменный В.Л. *Гиперзвуковой космический старт. Сб. тезисов XLV Академических чтений по космонавтике*. Т. 3. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, с. 355–357.
- [4] Письменный В.Л. Двухконтурный турбореактивный двигатель. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 6, с. 50–59, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2019-6-50-59>
- [5] Демонис И.М. Во все лопатки. *Наука и жизнь*, 2007, № 6, с. 42–44.
- [6] Каблов Е.Н., Толорайя В.Н. ВИАМ — основоположник отечественной технологии литья монокристаллических турбинных лопаток ГТД и ГТУ. *Авиационные материалы и технологии*, 2012, № 5, с. 105–117.
- [7] Каблов Е.Н., Петрушин Н.В., Светов И.А. и др. Никелевые литейные жаропрочные сплавы нового поколения. *Авиационные материалы и технологии*, 2012, № 5, с. 36–51.
- [8] Сайтов Э.Н., Николаева Я.О., Бикбулатов А.М. Эффективность различных систем воздушного охлаждения лопаток газотурбинной установки. *Вестник науки и образования*, 2019, № 3–2, с. 5–9.
- [9] Нестеренко В.Г., Аббаварм Р.Р. Воздухо-воздушные теплообменники системы охлаждения ротора турбины высокого давления в современных авиационных турбореактивных двухконтурных двигателях. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, № 1, с. 1–15, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1827>
- [10] Письменный В.Л. *Теплообменник*. Патент РФ 2607916. Заявл. 21.12.2015, опубл. 11.01.2017.
- [11] Будиновский С.А., Смирнов А.А., Матвеев В.П. и др. Разработка теплозащитных покрытий для рабочих и сопловых лопаток турбины из жаропрочных и интерметаллидных сплавов. *Труды ВИАМ*, 2015, № 4, с. 33–48, doi: <http://dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2015-0-4-5-5>
- [12] Письменный В.Л. *Способ охлаждения двухконтурного турбореактивного двигателя*. Патент РФ 2617026. Заявл. 09.12.2015, опубл. 19.04.2017.
- [13] Письменный В.Л. *Воздухо-воздушный радиатор и способ повышения его эффективности*. Патент РФ 2632561. Заявл. 15.02.2016, опубл. 05.10.2017.
- [14] Письменный В.Л. *Способ охлаждения турбинных лопаток*. Патент РФ 2409745. Заявл. 27.07.2009, опубл. 20.01.2011.
- [15] Письменный В.Л. *Турбоэжекторный двигатель и способ его регулирования*. Патент РФ 2645373. Заявл. 147.05.2016, опубл. 21.02.2018.

References

- [1] Skibin V.A. *Raboty vedushchikh aviadvigatelistroitelnykh kompaniy v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigateley (analiticheskiy obzor)* [Works of leading aircraft engine companies to ensure the creation of advanced aircraft engines (analytical review)]. Moscow, TsIAM Publ., 2010. 673 p. (In Russ.).
- [2] Pismenny V.L. *Aviatsionnaya stekhiometricheskaya silovaya ustanovka i sposob ee regulirovaniya* [Aircraft stoichiometric power plant and its regulation method]. Patent RU 2612482. Appl. 03.03.2016, publ. 09.03.2017. (In Russ.).
- [3] Pismenny V.L. [Hypersonic space launch]. *Sb. tezisov XLV Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike*. Т. 3 [Abs. XLV Academic Readings in Cosmonautics. Vol. 3. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2021, pp. 355–357. (In Russ.).
- [4] Pismenny V.L. Bypass turbojet engines. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2019, no. 6, pp. 50–59, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2019-6-50-59> (in Russ.).

- [5] Demonis I.M. Full speed ahead. *Nauka i zhizn*, 2007, no. 6, pp. 42–44. (In Russ.).
- [6] Kablov E.N., Tolorayya V.N. VIAM — founder of domestic technology for casting single-crystal turbine blades of GTE and GTS. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii* [Aviation Materials and Technologies], 2012, no. S, pp. 105–117. (In Russ.).
- [7] Kablov E.N., Petrushin N.V., Svetov I.A. et al. Ni-base casting superalloy of the new generation. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii* [Aviation Materials and Technologies], 2012, no. S, pp. 36–51. (In Russ.).
- [8] Saitov E.N., Nikolaeva Ya.O., Bikbulatov A.M. Efficiency of various air cooling systems for gas turbine blades. *Vestnik nauki i obrazovaniya*, 2019, no. 3–2, pp. 5–9. (In Russ.).
- [9] Nesterenko V.G., Abbavarm R.R. Air-to-air heat exchangers of the high-pressure turbine rotor cooling system in modern aviation turbojet. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2018, no. 1, pp. 1–15, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1827> (in Russ.).
- [10] Pismenny V.L. *Teploobmennik* [Heat exchanger]. Patent RU 2607916. Appl. 21.12.2015, publ. 11.01.2017. (In Russ.).
- [11] Budinovskiy S.A., Smirnov A.A., Matveev V.P. et al. Development of thermal barrier coatings for rotor and nozzle turbine blades made of nickel-base super- and intermetallic alloys. *Trudy VIAM* [Proceedings of VIAM], 2015, no. 4, pp. 33–48, doi: <http://dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2015-0-4-5-5> (in Russ.).
- [12] Pismenny V.L. *Sposob okhlazhdeniya dvukhkонтурного turboreaktivного двигателя* [Double-flow jet turbine engine cooling method]. Patent RU 2617026. Appl. 09.12.2015, publ. 19.04.2017. (In Russ.).
- [13] Pismenny V.L. *Vozdukho-vozdushnyy radiator i sposob povysheniya ego effektivnosti* [Air-to-air radiator and method for efficiency increase]. Patent RU 2632561. Appl. 15.02.2016, publ. 05.10.2017. (In Russ.).
- [14] Pismenny V.L. *Sposob okhlazhdeniya turbinnykh lopatok* [Method of cooling gas turbine engine vanes]. Patent RU 2409745. Appl. 27.07.2009, publ. 20.01.2011. (In Russ.).
- [15] Pismenny V.L. *Turboezhektorny dvigatel i sposob ego regulirovaniya* [Turbo-jet engine and control method thereof]. Patent RU 2645373. Appl. 14.05.2016, publ. 21.02.2018. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 19.12.2022

Информация об авторе

ПИСЬМЕННЫЙ Владимир Леонидович — кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник. Государственный летно-испытательный центр им. В.П. Чкалова (416507, Ахтубинск, Российская Федерация, войсковая часть 18347, e-mail: vladimir@tecserv.info).

Information about the author

PISMENNYI Vladimir Leonidovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Senior Researcher. State Flight Test Centre named after V.P. Chkalov (146507, Ahtubinsk, Russian Federation, Military Unit 18347, e-mail: vladimir@tecserv.info).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Письменный В.Л. Методы и способы повышения температуры газа перед турбиной газотурбинного двигателя. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 6, с. 108–118, doi: [10.18698/0536-1044-2023-6-108-118](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-6-108-118)

Please cite this article in English as:

Pismenny V.L. Methods and techniques used in increasing gas temperature in front of the gas turbine engine turbine. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 6, pp. 108–118, doi: [10.18698/0536-1044-2023-6-108-118](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-6-108-118)

УДК 629.78

doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-119-132

Ключевые вопросы создания надувных тормозных устройств для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы.

Часть 2. Анализ теплового режима в условиях комбинированного нагрева

С.В. Резник, Е.Н. Абрамова

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Key issues of creating the inflatable braking devices for removal of the failed satellites into the atmosphere dense layers.

Part 2. Analysis of the thermal regime under the combined heating conditions

S.V. Reznik, E.N. Abramova

Bauman Moscow State Technical University

Для снижения загрязнения низких околоземных орбит космическим мусором, состоящим из искусственных спутников, других космических аппаратов, элементов ракет-носителей и разгонных блоков, исчерпавших ресурс, перспективно применять надувные тормозные устройства. Простейший вариант такого устройства может представлять собой тонкостенную оболочку из полимерного материала, которая хранится в свернутом виде в транспортном контейнере спутника и надувается в нужный момент по команде, приобретая заданную конфигурацию. Большая площадь миделя оболочки обеспечивает увеличение силы торможения в сильно разреженной атмосфере и уменьшение скорости полета с последующим спуском в плотные слои атмосферы для ликвидации. Выбор рациональных параметров надувной оболочки тормозного устройства предусматривает решение достаточно сложных междисциплинарных задач. Среди них выделяется задача определения температурного состояния надувной оболочки, которое будет формироваться под действием потоков теплового излучения от Солнца, Земли и кинетического нагрева, вызванного движением в свободномолекулярной среде. Рассмотрены особенности теплообмена тонкостенной сферической оболочки надувного тормозного устройства, предназначенного для удаления отработавших ресурс наноспутников класса CubeSat, находящихся на низких околоземных орбитах.

Ключевые слова: космический мусор, удаление наноспутников, надувное тормозное устройство, полимерные пленки, моделирование температурного состояния, тепловой режим

The promising solution in reducing pollution of the low Earth orbits by space debris consisting of artificial satellites, other spacecraft and elements of the launch vehicles and upper stages that exhausted their resources lies in introduction of the inflatable braking devices. The simplest version of such a system could be a thin-walled shell made of polymeric mate-

rial being stored in a folded form in the satellite's transport container and being inflated at the right time on command acquiring the given configuration. Large area of the shell mid-section provides an increase in the braking force in the highly rarefied atmosphere and a decrease in the flight velocity followed by a descent into the atmosphere dense layers for liquidation. Selection of the rational parameters for the braking device inflatable shell provides for solution of rather complex interdisciplinary problems. Among them, the task of determining the inflatable shell temperature state is distinguished, which would be formed exposed to action of the thermal radiation fluxes from the Sun, the Earth and kinetic heating caused by motion in the free molecular medium. Heat transfer specifics of the thin-walled spherical shell of an inflatable braking device designed to remove the obsolete CubeSat-class nanosatellites positioned in the low Earth orbits were considered.

Keywords: space debris, nanosatellite removal, inflatable braking device, polymer films, temperature state simulation, thermal mode

На околоземных орбитах скопилось большое количество космического мусора, состоящего из вышедших из строя объектов ракетно-космической техники [1]. Для решения этой проблемы можно использовать различные средства [2–10], в том числе надувные тормозные устройства (НТУ) [11].

Рациональные параметры НТУ для увода с околоземных орбит вышедших из строя объектов ракетно-космической техники в плотные слои атмосферы невозможно выбрать без анализа теплового режима надувной оболочки. В рамках системного подхода такой анализ должен быть междисциплинарным и включать в себя вопросы баллистики, аэродинамики, теплофизики, механики и материаловедения. В работе [11] сформулированы требования к проектному облику НТУ и приведены результаты моделирования движения связки спутник — НТУ в разреженной атмосфере.

Анализ предшествующих работ. Краткий обзор тепловых режимов разнообразных тонкопленочных ракетно-космических конструкций, в том числе с надувными оболочками, приведен в публикации [12]. Наиболее близкими к НТУ по конструкции являются пассивные спутники-ретрансляторы радиосигналов и надувные экраны для тепловой защиты баков космических аппаратов с криогенными компонентами топлива.

С 1958 г. в США проводились работы по искусственным спутникам Земли в форме надувных сферических оболочек (Echo-1, Echo-2, Big Shot-2, Pageos, Explorer, OV1-8 и др.), применяемых в качестве ретрансляторов радиосигналов, радиомаяков, для изучения давления солнечного света и плотности разреженной атмосферы, метеороидной опасности [13–17].

Для проверки идеи глобальной радиосвязи посредством группы спутников-ретрансляторов 12 августа 1960 г. NASA вывела на орбиту (перигей 1520 км, апогей 1687 км, наклонение 48°) искусственный спутник Echo-1 массой 76 кг (рис. 1). Его оболочка диаметром 30,5 м была изготовлена из покрытой алюминием полиэтилентерефталатной пленки марки Mylar общей толщиной 12,7 мкм [14, 15].

Ввиду жестких весовых ограничений принципиальное значение имел выбор внутреннего давления. Для газонаполнения оболочки Echo-1 использовалось сублимирующее вещество антрахинон. Наддув оболочки Echo-1 до давления 1,32 Па происходил при температуре 293 К. В других случаях применялись ацетамид и бензойная кислота, весьма чувствительные к уровню температуры, и газообразный азот.

Оболочка спутника Echo-2 массой 256 кг и диаметром 41,3 м, запущенного 25 января 1964 г., изготавливалась из пленки той же мар-



Рис. 1. Внешний вид спутника Echo-1

ки общей толщиной 17,8 мкм с двусторонним алюминиевым покрытием. Оболочка была рассчитана на предельное давление 28 Па. Спутник был выведен на более низкую орбиту (перигей 1032 км, апогей 1315 км, наклонение 85,5°). Установка радиопередатчика на спутнике Echo-2 потребовала обеспечения теплового режима в интервале 263...333 К.

В 1961–1975 гг. NASA провело четыре успешных запуска спутников серии Explorer (рис. 2) [16]. Надувные оболочки спутников диаметром 3,7 м имели массу 7,0...9,4 кг. На орбиту оболочка спутника выводилась в контейнере цилиндрической формы диаметром 216 мм и длиной 483 мм.

Оболочка изготавливалась из пленки марки Mylar и покрывалась слоем алюминия. На внешнюю поверхность дополнительно наносилось мозаичное покрытие в виде дисков из оксида цинка для обеспечения заданного теплового режима бортового радиопередатчика мощностью 15 мВт, работающего на частоте 136 МГц, и аккумуляторов. Так, на спутнике Explorer-39 четвертую часть поверхности занимали 4000 дисков диаметром 63,5 мм из ZnO. Электропитание поступало от солнечных батарей.

Параметры орбит спутников серии Explorer с надувной оболочкой [16] имели определенное сходство (см. таблицу), однако вывести четкую зависимость, связывающую продолжительность их пребывания на орбите от ее параметров, не представляется возможным.

История спутников Explorer интересна высокой «живучестью» тонкостенных оболочек из полимерной металлизированной пленки. В то же время очевидно, что тормозной эффект в указанном диапазоне высот у спутников с площадью миделя 10,75 м² оказался мал и не вызвал быстрого снижения в плотные слои атмосферы.

С учетом жестких ограничений по массе и стремления к быстрому выводу элементов кос-

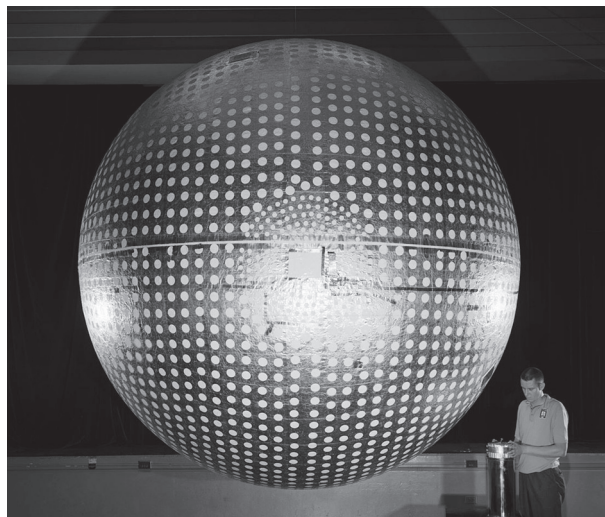


Рис. 2. Внешний вид спутника Explorer-24

мического мусора в плотные слои атмосферы целесообразно использовать НТУ на низких околоземных орбитах. Этот вывод подтверждают результаты моделирования [11, 17].

В начале 1960-х годов США приступили к разработке программ пилотируемых полетов к Луне и Марсу. До конца десятилетия планировалось высадиться на Луну, а в 1982 г. совершить полет на Марс. Одной из острых проблем при длительном полете считалась необходимость уменьшения испарения жидкого водорода, который служил рабочим телом ядерного ракетного двигателя, создаваемого по программе NERVA.

В связи с этим возникла идея использовать наряду с традиционной теплоизоляцией поверхности бакового отсека тепловой экран в форме непрозрачной надувной тонкостенной оболочки, затеняющей хвостовую часть космического корабля от прямого солнечного излучения [18]. Схема марсианского космического корабля с тепловым экраном, реконструированная по материалам работы [18], приведена на рис. 3, где стрелкой показано направление полета.

Параметры орбит спутников серии Explorer с надувной оболочкой

Модель спутника	Перигей/апогей, км	Наклонение, град	Продолжительность пребывания, годы
Explorer-9	634/2583	38,86	Около 3
Explorer-19	590/2394	78,62	17,5
Explorer-24	525/2498	81,36	Около 4
Explorer-39	670/2538	80,66	Около 12

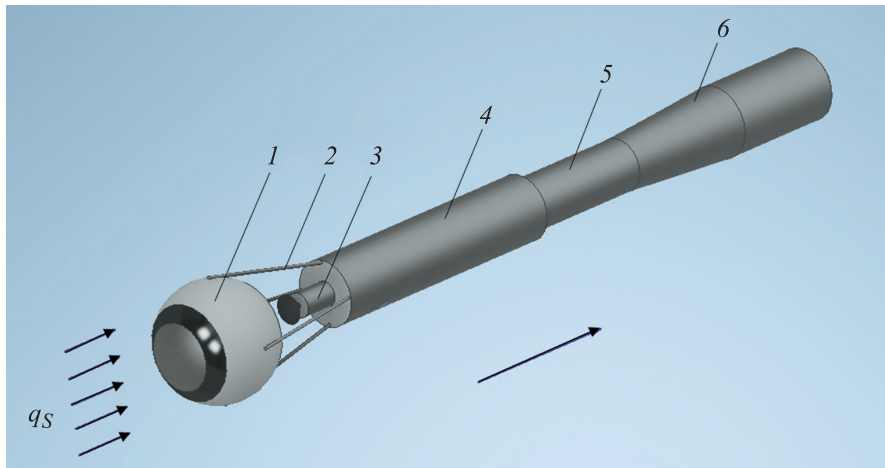


Рис. 3. Схема марсианского космического корабля:
1 — тепловой экран; 2 — крепление; 3 — ядерный ракетный двигатель; 4 — баковый отсек;
5 и 6 — отсек экипажа и спускаемых аппаратов; q_s — тепловой поток от Солнца

Натурная конструкция экрана должна была иметь диаметр 18,3 м, отстоять от бака с жидким водородом на 13 м и допускать отклонение от продольной оси корабля на $\pm 5^\circ$. Конструкционным материалом надувной оболочки служила пленка марки Мулар толщиной 19 мкм с двусторонним покрытием из алюминия (толщина каждого слоя 4,6 мм) и степенью черноты $\epsilon = 0,025$.

В ходе расчетно-теоретических исследований выявлена целесообразность установки внутри оболочки мембран радиационных экранов с низкой степенью черноты $\epsilon = 0,025$ и нанесения кольцевых полос из науглероженной полиэфирной краски с высокой степенью черноты $\epsilon = 0,75$ на внешней и внутренней поверхностях полусферы, заключенных между углами 120 и 180° от подсолнечной точки.

Обращенная к Солнцу поверхность имела дополнительное хроматное конверсионное покрытие из алодина с поглощательной способностью в коротковолновом спектре Солнца $A_s = 0,3$ и степенью черноты $\epsilon = 0,52$. Снижению теплопритоков к холодной части оболочки способствовало нанесение на внутреннюю поверхность отверждающегося пенополиуретана с открытыми порами и высокой степенью черноты $\epsilon = 0,8$ [18–21].

Для подтверждения результатов теплового проектирования проведены испытания масштабно уменьшенных моделей с воспроизведением условий работы в термовакуумной камере. В результате комплексного моделирования показано, что температура поверхности оболочки, обращенной к баку с жидким водо-

родом не превысила 115 К, что обеспечит минимальные потери водорода при полете к Марсу [22].

Создание космических конструкций с надувной оболочкой стимулировало разработку моделей и методов решения задач теплообмена, учитывающих особенности формы, размеров, материалов, покрытий и характер внешних нагрузок. В некоторых ранних работах задачи теплообмена тонкостенных оболочек решались аналитическими методами в линеаризованной постановке без учета температурных зависимостей теплофизических характеристик материалов и для осредненных значений оптических свойств покрытий [23–26].

Тепловая модель вращающегося спутника [23] включала в себя уравнение нестационарной теплопроводности в сферических координатах при трехмерной постановке с внутренними источниками теплоты, отождествляющими вклад излучений — прямого солнечного, испускаемого внешней и внутренней поверхностями и поглощаемого внутренней поверхностью.

Благодаря введенным допущениям об отсутствии перепада температуры по толщине и исчезающе низкой теплопроводности материала, задача свелась к определению температуры излучающей полой сферы. Радиационный теплообмен внутри сферы рассчитывался с учетом углового коэффициента облученности по методу натянутых нитей.

В другой работе того же автора [24] исследовано температурное состояние сферической оболочки из материала с низкой теплопровод-

ностью в условиях теплосмен, вызванных заходами в тень Земли.

В статье [26] рассмотрены модели теплообмена внутри сферической оболочки, заполненной идеальным газом. Граничные условия на внешней поверхности соответствовали распределению поглощенного потока излучения по закону косинуса, а на внутренней поверхности — закону Ньютона с эффективным коэффициентом теплообмена, что свидетельствует о линеаризованной постановке задачи.

В работе [27] для решения задачи теплообмена сферической оболочки в космосе использован усовершенствованный асимптотический метод. Отмечено, что вблизи тени аналитическое решение [24] имело большое расхождение с результатами полученных ранее численных расчетов [25].

В публикации [28] рассмотрены задачи определения температурного состояния неподвижной и вращающейся тонкостенной непрозрачной сферической оболочки, нагреваемой в космосе солнечным излучением. Предполагалось, что температурный перепад по толщине оболочки отсутствует, а передача теплоты по ее поверхности пренебрежимо мала.

В трудах [29, 30] разработана нелинейная модель теплообмена тонкостенной оболочки космического аппарата. Модель использована для определения температуры оболочки, теплоизолированной с внутренней поверхности и неравномерно облучаемой с наружной поверхности. Выведены выражения для определения температурного состояния оболочки в окрестности скачка равновесной температуры поверхности и в зоне затененной полосы.

Полезные сведения о температурном состоянии тел канонической формы (пластины, цилиндра, шара) приведены в работе [31]. В частности, для быстровращающейся сферы из высокотеплопроводного материала с отношением $A_s/\varepsilon = 1$, нагреваемого потоком солнечного излучения плотностью 1400 Вт/м^2 , равновесная температура должна составлять 300 К .

По результатам проведенного анализа можно заключить, что в перечисленных работах исследован нагрев оболочек только потоками теплового излучения от Солнца и Земли без учета вклада кинетического нагрева в сильно разреженной атмосфере.

Цель работы — определение закономерностей изменения температурного состояния оболочки НТУ, формирующейся под комбини-

рованным воздействием солнечного и кинетического нагрева, при движении с низкой околоземной орбиты до входа в плотные слои атмосферы для последующей ликвидации.

В качестве объекта исследования выступала оболочка НТУ спутника CubeSat, состоящего из двух модулей и отвечающего стандарту 2U, т. е. с размерами $200 \times 100 \times 100 \text{ мм}^3$ и начальной массой $2,66 \text{ кг}$.

Содержательная постановка задачи теплообмена. Рассмотрено устойчивое движение связки спутник — НТУ по низкой околоземной орбите. Размеры спутника меньше, чем у сферической тонкостенной оболочки НТУ, а их тепловое взаимодействие пренебрежимо мало. Отражение излучения носило зеркально-диффузный характер, учитывалось переизлучение внутри оболочки. Теплопроводность заполняющего оболочку газа и конвективный теплообмен внутри оболочки пренебрежимо малы. Перепад температуры по толщине оболочки не учитывался. Предполагалось, что в процессе орбитального движения форма оболочки остается неизменной.

Программа изменения высоты орбиты известна по результатам предварительного исследования [11]. Требовалось определить зависимость температуры оболочки от высоты орбиты и установить момент времени, при котором будет превышена предельно допустимая температура конструкционного материала. Для полиимидной пленки эта температура выбрана равной $350 \text{ }^\circ\text{C}$ [32]. Диаметр оболочки — 3 м , толщина — 20 мкм .

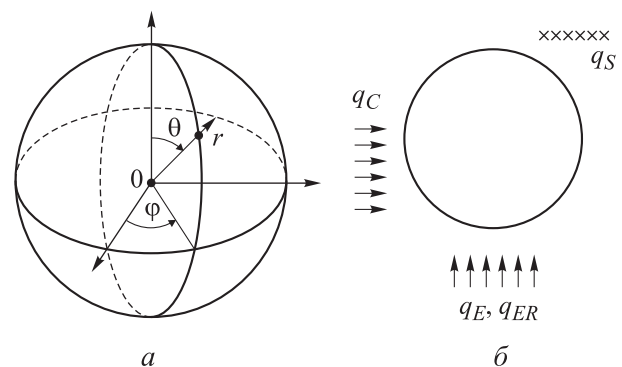


Рис. 4. Схема нагрева сферической оболочки НТУ: а — система координат; б — тепловые потоки, подводимые к оболочке:

- q_C — конвективный тепловой поток, вызванный столкновением с молекулами воздуха;
- q_E — поток собственного излучения Земли;
- q_{ER} — поток отраженного от Земли солнечного излучения;
- q_S — поток прямого солнечного излучения

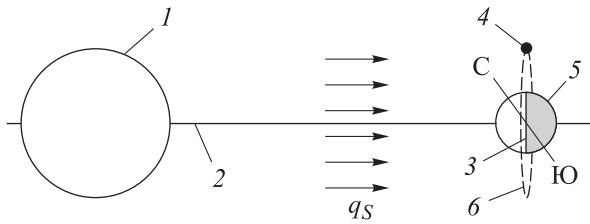


Рис. 5. Схема орбитального движения оболочки НТУ:

- 1 — Солнце; 2 — плоскость эклиптики;
3 — линия терминатора;
4 и 6 — оболочка и орбита НТУ;
5 — Земля; С — север; Ю — юг

Предполагалось, что оболочка движется по солнечно-синхронной круговой орбите над терминатором с наклоном $96,5^\circ$, снижаясь с высоты 300 км, сохраняя пространственную ориентацию.

Процесс нагрева оболочки можно описать моделью радиационно-кондуктивного теплообмена (рис. 4 и 5).

Уравнение нестационарной нелинейной теплопроводности для сферической оболочки имеет вид

$$\begin{aligned} c\rho(T)\frac{\partial T}{\partial \tau} = & \frac{1}{r^2}\frac{\partial}{\partial r}\left[\lambda_r(T)r^2\frac{\partial T}{\partial r}\right] + \\ & + \frac{1}{r^2\sin\theta}\frac{\partial}{\partial \theta}\left[\lambda_\theta(T)\sin\theta\frac{\partial T}{\partial \theta}\right] + \\ & + \frac{1}{r^2\sin\theta}\lambda_\varphi(T)\frac{\partial^2 T}{\partial \varphi^2}, \end{aligned} \quad (1)$$

где c — удельная теплоемкость материала оболочки; ρ — плотность материала оболочки; T — температура; τ — время; r , θ , φ — сферические координаты; λ_r , λ_θ и λ_φ — теплопроводность в направлении координаты r , θ и φ соответственно.

Для тонкостенной оболочки из полимерной пленки (металлизированной или без покрытия) в силу малого термического сопротивления в радиальном направлении можно опустить первый член правой части уравнения (1). Кроме того, пленку можно считать изотропным материалом, а значит, будет справедливым выражение

$$\lambda_\theta = \lambda_\varphi = \lambda.$$

В предположении о слабой зависимости теплофизических свойств материала оболочки от температуры уравнение (1) примет вид

$$c\rho\frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\lambda}{r^2\sin\theta}\frac{\partial}{\partial \theta}\left(\sin\theta\frac{\partial T}{\partial \theta}\right) + \frac{\lambda}{r^2\sin\theta}\left(\frac{\partial^2 T}{\partial \varphi^2}\right). \quad (2)$$

Для учета особенностей радиационно-кондуктивного теплообмена уравнение (2) можно представить как

$$\begin{aligned} h c \rho \frac{\partial T}{\partial \tau} = & \frac{h \lambda}{r^2 \sin \theta} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\sin \theta \frac{\partial T}{\partial \theta} \right) + \frac{h \lambda}{r^2 \sin \theta} \left(\frac{\partial^2 T}{\partial \varphi^2} \right) + \\ & + \mu_s A_s q_s(\tau, \theta, \varphi) + \mu_L \varepsilon_L [q_E(\tau, \theta, \varphi) + \\ & + q_{ER}(\tau, \theta, \varphi)] - (1 - A_s) \mu_s \sigma T^4 - \varepsilon_L \mu_L \sigma T^4 + \\ & + q_K(\tau, \theta, \varphi) - \varepsilon_{inL} \sigma T^4(\varphi, \theta) + \\ & + \varepsilon_{inL} \sigma \frac{1}{4\pi} \int_0^{4\pi} T^4(\varphi^*, \theta^*) d\varphi^* d\theta^*; \end{aligned} \quad (3)$$

$$\tau = 0 \rightarrow T = T_0(\theta, \varphi), \quad (4)$$

где h — толщина оболочки; μ_s и μ_L — доля внешнего потока излучения в коротко- (спектр Солнца) и длинноволновом (спектр Земли) диапазоне; ε_L и ε_{inL} — степень черноты в длинноволновом диапазоне внешней и внутренней поверхности оболочки; σ — постоянная Стефана — Больцмана; φ^* , θ^* — переменные интегрирования для определения теплового потока, обусловленного переизлучением внутри оболочки.

Результаты численного моделирования теплообмена сферической оболочки НТУ. Решение задачи складывалось из двух частей: нахождения условий спуска и комбинированного теплового нагружения оболочки и определения температурного состояния тонкостенной оболочки.

По характеру обтекания на различных высотах и особенностям определения теплового потока, вызванного столкновением с молекулами, активную работу НТУ можно подразделить на два этапа:

- кинетический (или конвективный) нагрев в свободномолекулярном режиме обтекания;
- кинетический (или конвективный) нагрев в переходном режиме обтекания.

Границы применимости моделей среды можно задать по числу Кнудсена [33]

$$\text{Kn} = \frac{l}{L},$$

где l — длина свободного пробега; L — характерный размер тела.

Для числа Кнудсена $\text{Kn} > 10$ применима модель свободномолекулярного обтекания. Границу применимости моделей среды также

можно определить с помощью безразмерного коэффициента разреженности [34, 35]

$$K^2 = \frac{Re_\infty \mu_\infty T_*}{\gamma M_\infty^2 \mu_* T_\infty},$$

где Re_∞ , μ_∞ , T_∞ и M_∞ — число Рейнольдса, коэффициент динамической вязкости, температура и число Маха для невозмущенного потока соответственно; T_* — характерная температура газа, $T_* = (T_T + T_w)/2$ (T_T — температура торможения; T_w — температура стенки); μ_* — динамическая вязкость при характерной температуре газа T_* .

На первом этапе тепловой поток, вызванный взаимодействием молекул газа с поверхностью при движении в свободномолекулярном режиме с учетом полной аккомодации, определяли по формуле [33]

$$q_C = \frac{\rho_f v^3}{2},$$

где ρ_f — плотность внешней среды; v — скорость орбитального движения оболочки.

На втором этапе тепловой поток, возникающий при столкновении с молекулами воздуха в переходном режиме, рассчитывали по выражению

$$q_C = St(K^2) \frac{\rho_f v^3}{2},$$

где $St(K^2)$ — корректирующая функция Стантона, значение которой зависит от безразмерного коэффициента разреженности K^2 [36].

Поток собственного излучения Земли и поток отраженного от Земли солнечного излучения вычисляли по следующим формулам [31, 37]:

$$q_E = \left(\frac{R_E}{R_E + H} \right)^2 q_S \frac{1 - \alpha_E}{4};$$

$$q_{ER} = \left(\frac{R_E}{R_E + H} \right)^2 \frac{\alpha_E q_S}{2},$$

где R_E — радиус Земли; H — высота орбиты; α_E — альbedo Земли.

Поток прямого солнечного излучения q_S , зависящий от времени года и активности Солнца, принят равным 1414 Вт/м^2 . Альbedo Земли зависит от состояния поверхности Земли, над которой происходит движение спутника, и может меняться в пределах $0,2 \dots 0,7$ [38]. Для расчетов выбрано среднее значение альbedo Земли $\alpha_E = 0,39$.

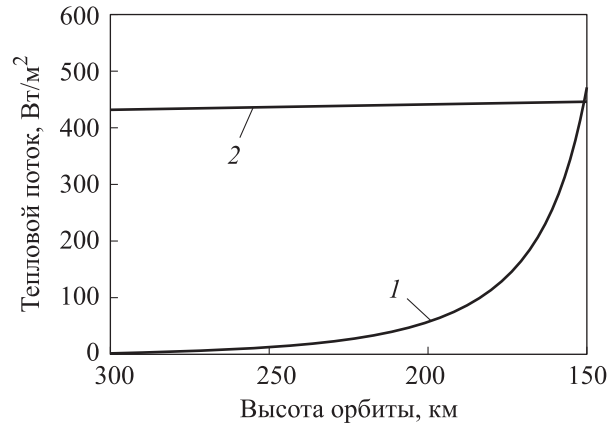


Рис. 6. Зависимости конвективного теплового потока (1) и теплового потока собственного излучения Земли (2) от высоты орбиты спутника

Результаты определения кинетического теплового потока, вызванного столкновением с молекулами воздуха, и теплового потока собственного излучения Земли для разных высот орбиты спутника с использованием справочных данных [39] приведены на рис. 6.

При определении температурного состояния следует учитывать излучательную и поглощательную способности материала. Оптические свойства полиимидной пленки без покрытия заимствованы из работы [40], а для металлизированной пленки соответствовали таковым полированного алюминия [41]. Теплопроводность пленки без покрытия принята равной $0,12 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ [42]. Для пленки с покрытием теплопроводность, рассчитанная по формулам, приведенным в работе [43], составляла $0,16 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$. Для полиимида удельная теплоемкость задана равной $1000 \text{ Дж/(кг}\cdot\text{К)}$, для металлизированной пленки определялась по правилу смесей.

Моделирование нагрева оболочки во время орбитального полета проведено в модуле Space System Thermal программного комплекса Siemens NX PLM с использованием метода конечных элементов, количество которых составляло 2072.

Результаты численного моделирования теплообмена сферической оболочки НТУ. В момент раскрытия оболочки предполагалось, что ее температура составляет $20 \text{ }^\circ\text{C}$. Температурное состояние оболочек без покрытия и с металлическим покрытием, соответствующее достижению температурного равновесия на высоте 300 км , показано на рис. 7.

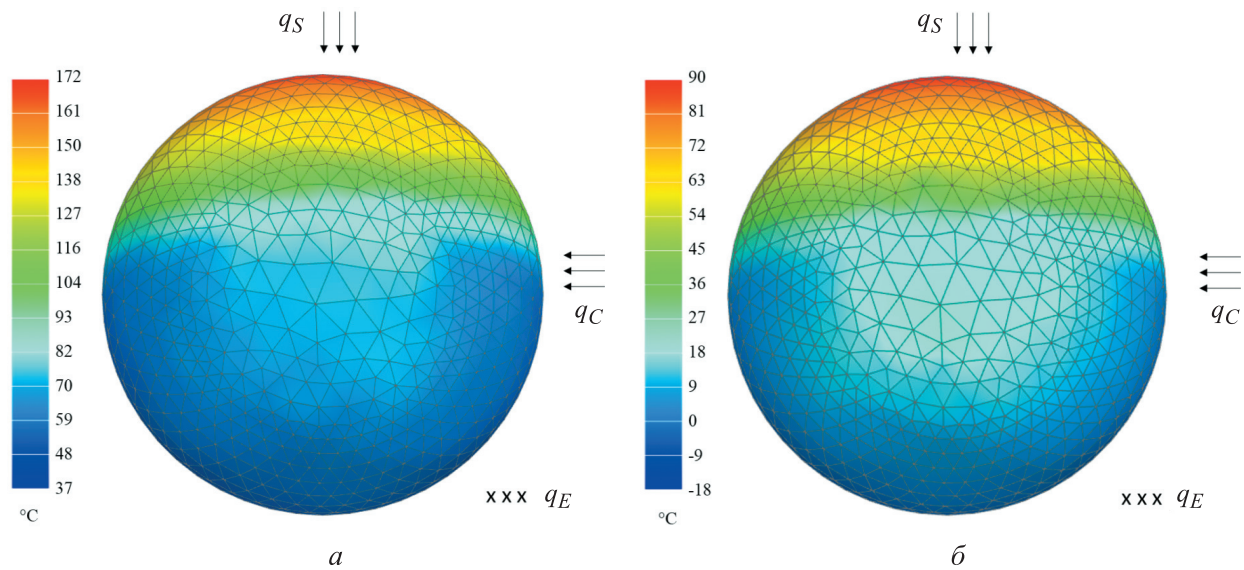


Рис. 7. Температурные поля оболочек без покрытия (а) и с металлическим покрытием (б) на высоте 300 км

При уменьшении высоты орбиты на температурное состояние оболочки все большее влияние начинает оказывать кинетический нагрев. На высоте 144 км (граница свободномолекулярного и переходного режимов) температурное состояние заметно изменяется (рис. 8), область наибольшего нагрева смещается.

Так, температура в точке *A* определяется главным образом воздействием прямого солнечного излучения. На температуру в точке *B* сильное влияние оказывает кинетический нагрев и отчасти нагрев потоками излучения, уходящими от Земли. Точка *C* — наиболее нагретая точка поверхности из-за совокупного вклада солнечного и кинетического нагрева.

В силу заметно меньшей интенсивности потоков теплового излучения, уходящих от Земли, по сравнению с прямым солнечным излучением, температура в точке *D* ниже, чем в точках *A*, *C* и *B*. Естественно, что в теневой зоне для потока прямого солнечного излучения и воздействия кинетического теплового потока минимальные значения температуры устанавливаются в точке *E*.

Ожидаемый характер изменения температуры различных точек на поверхности оболочки в зависимости от высоты орбиты показан на рис. 9, где красная горизонтальная линия соответствует предельно допустимой температуре материала оболочки 350 °С.

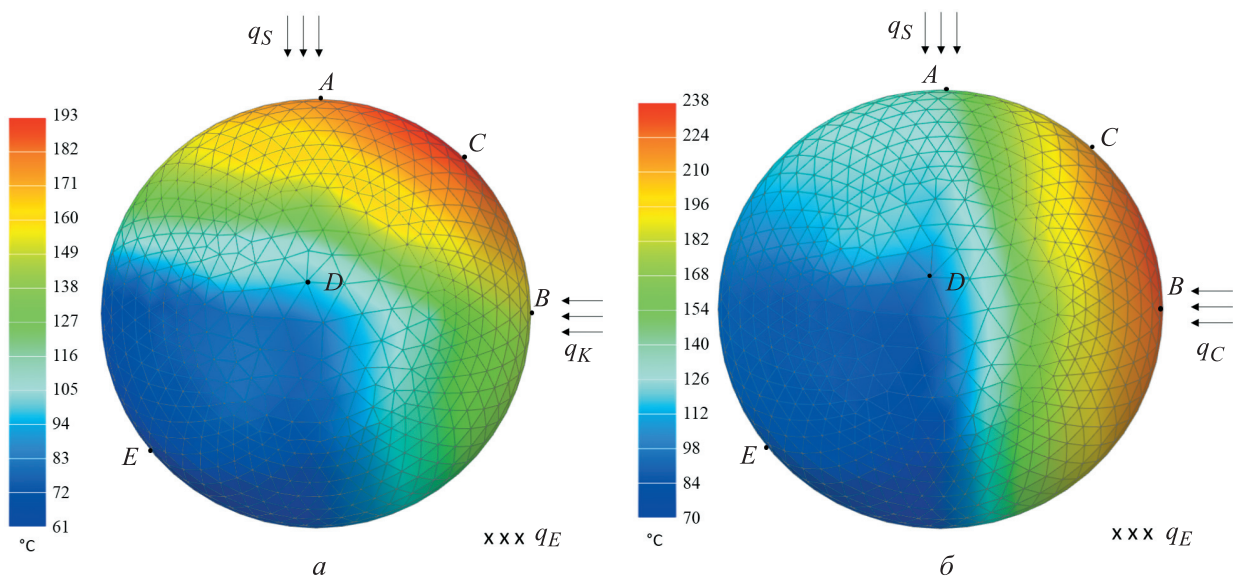


Рис. 8. Температурные поля оболочек без покрытия (а) и с металлическим покрытием (б) на высоте 144 км

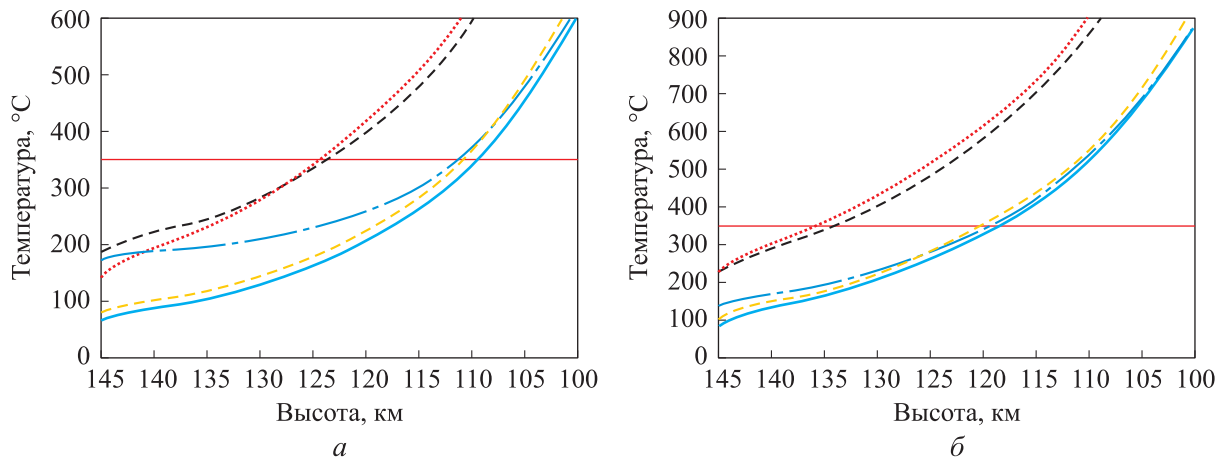


Рис. 9. Зависимости температуры в характерных точках A (— · —), B (·····), C (---), D (— · —) и E (—) оболочек без покрытия (а) и с металлическим покрытием (б) при снижении высоты от 145 до 100 км

При движении в переходном режиме происходит резкое увеличение плотности кинетического теплового потока. Рассматривая температурное состояние характерных точек, можно заключить, что оболочка без покрытия разрушится на высоте 124 км, а металлизированная оболочка — на высоте 135 км. За разрушение оболочки принят момент, когда температура в любой точке поверхности становится больше 350 °С.

Выводы

1. Одной из ключевых задач создания НТУ для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы является анализ теплового режима наддувной оболочки. Эту задачу

можно решить в рамках системного подхода с привлечением методов баллистики, аэродинамики, теплофизики, механики и материаловедения.

2. Разработана методика численного моделирования температурного состояния тонкостенных сферических оболочек, учитывающая комбинированный характер нагрева за счет потоков излучения от Солнца, Земли и кинетического теплового потока, вызванного движением в разреженной атмосфере.

3. Показано, что НТУ сферической формы диаметром 3 м, выполненное из металлизированной полиимидной пленки, может обеспечить увод спутника CubeSat стандарта 2U в плотные слои атмосферы и гарантированно разрушиться на высоте 135 км.

Литература

- [1] Кисиленко В.С., Макаров Н.Ю., Марчук В.А. и др. Космический мусор в области низких околоземных орбит и эффект Кесслера. *Космонавтика и ракетостроение*, 2022, № 2, с. 89–98.
- [2] Рыжков В.В., Сулинов А.В. Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2018, № 4, т. 17, с. 115–128, doi: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128>
- [3] Леонов А.Г., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Космические аппараты для утилизации космического мусора*. Москва, ВПК НПО Машиностроения, 2019. 48 с.
- [4] Баркова М.Е. Космический аппарат для утилизации космического мусора. *Труды МАИ*, 2018, № 103. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=100712>
- [5] Пикалов Р.С., Юдинцев В.В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора. *Труды МАИ*, 2018, № 100. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=93299>

- [6] Sarego G., Olivieri L., Valmorbidia A. et al. Deployment requirements for deorbiting electrodynamic tether technology. *CEAS Space J.*, 2021, vol. 13, no. 4, pp. 567–581, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-021-00349-5>
- [7] Estable S., Pruvost C., Ferreira E. et al. Capturing and deorbiting Envisat with an Airbus Spacetug. Results from the ESA e.Deorbit consolidation phase study. *J. Space Saf. Eng.*, 2020, vol. 7, no. 1, pp. 52–66, doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.jsse.2020.01.003>
- [8] Jason L.F., Aglietti G.S., Fellwes S. et al. The active space debris removal mission RemoveDebris. Part 1: From concept to launch. *Acta Astronaut.*, 2020, vol. 168, pp. 293–309, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.09.002>
- [9] Крестина А.В., Ткаченко И.С., Волгин С.С. и др. Устройство аэродинамической системы увода малого космического аппарата с орбиты. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, № 1, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-1-2143>
- [10] Юдин А.Д. *Разработка способа увода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит*. Дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МАИ, 2021. 139 с.
- [11] Резник С.В., Абрамова Е.Н. Ключевые вопросы создания надувных тормозных устройств для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы. Часть 1. Проектный облик. Движение в разреженной атмосфере. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 5, с. 101–111, doi: <https://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2023-5-101-111>
- [12] Алифанов О.М., Вабищевич П.Н., Михайлов В.В. *Основы идентификации и проектирования тепловых процессов и систем*. Москва, Логос, 2001. 400 с.
- [13] Катлер Л. Проблемы неориентированных пассивных спутников-ретрансляторов. *Ракетная техника*, 1962, № 9, с. 109–110.
- [14] Burke J.R. Passive satellite development and technology. *Astronautics and Aerospace Engineering*, 1963, vol. 1, no. 8, pp. 72–75.
- [15] Wilson A. A history of balloon satellites. *J. Br. Interplanet. Soc.*, 1981, vol. 34, no. 1, pp. 10–22.
- [16] Harvey B. *Discovering the cosmos with small spacecraft*. Springer, 2018. 284 p.
- [17] Голомазов М.М., Иванков А.А. Программный комплекс для разработки систем тепловой защиты космических аппаратов, спускаемых в атмосферах планет. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2017, № 3, с. 41–53.
- [18] Stark J.A., Leonhard K.E., Bennet F.O. *Cryogenic thermal control technology summaries*. Contractor report NASA CR-134747, 1974. 142 p.
- [19] Barry D.G., Jones L.R. Lightweight inflatable shadow shields for cryogenic space vehicles. *J Spacecr. Rockets*, 1966, vol. 3, no. 5, pp. 722–727, doi: <https://doi.org/10.2514/3.28519>
- [20] Marshall J.E., Jones L.R. Inflatable solar shields for cryogenic space vehicles. *Proc. 18-th Int. Astronautical Congress*. Vol. 2. London, Pergamon Press, 1968, pp. 229–236.
- [21] Clifton J.V., Doughty R.D., Jones L.R. Development and testing of expandable rigidizable solar shields for protection of cryogenic propellants in space. *Proc. 11-th AIAA/ASME Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf.* New York, AIAA, 1970, art. 70A27131.
- [22] Джонс Д. Тепловые испытания надувных солнечных экранов для космических аппаратов с криогенным топливом. В: *Теплообмен и тепловой режим космических аппаратов*. Москва, Мир, 1974, с. 460–481.
- [23] Нрыцак Р. Temperature distribution in a spinning spherical space vehicle. *AIAA J.*, 1963, vol. 1, no. 1, pp. 96–99, doi: <https://doi.org/10.2514/3.1477>
- [24] Нрыцак Р. Influence of conduction on spacecraft skin temperatures. *AIAA J.*, 1963, vol. 1, no. 11, pp. 2619–2621, doi: <https://doi.org/10.2514/3.2120>
- [25] Nichols L.D. *Surface-temperature distribution on thin-walled bodies subjected to solar radiation in interplanetary space*. Technical note D-584. NASA, 1961. 48 p.
- [26] Phythian J.E. Heating of the cavity inside a spherical shell satellite. *AIAA J.*, 1965, vol. 3, no. 1, pp. 151–154, doi: <https://doi.org/10.2514/3.2808>
- [27] Sova G.J., Malmuth N.D. Asymptotic solution for heat conduction in radiating shells subject to discontinuous solar flux. *AIAA J.*, 1969, vol. 7, no. 8, pp. 1631–1633, doi: <https://doi.org/10.2514/3.5456>
- [28] Зарубин В.С. Температурное состояние тонкой сферической оболочки. *Прикладная механика и техническая физика*, 1963, т. 3, № 6, с. 169–171.

- [29] Зарубин В.С., Кувыркин Г.Н., Савельева И.Ю. Локальное распределение температуры на поверхности космического аппарата при неравномерном солнечном облучении. *Аэрокосмический научный журнал*, 2015, № 5. URL: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_25352808_84110696.pdf
- [30] Зарубин В.С., Зимин В.Н., Кувыркин Г.Н. Распределение температуры сферической оболочки космического калибровочно-юстировочного аппарата. *Прикладная механика и техническая физика*, 2017, т. 58, № 6, с. 149–157.
- [31] Фаворский О.Н., Каданер Ю.С. *Вопросы теплообмена в космосе*. Москва, Высшая школа, 1967. 238 с.
- [32] Steurer W. Material problem in solar sail development. *AIAA Paper*, 1980, no. 80–0315, doi: <https://doi.org/10.2514/6.1980-315>
- [33] Коган М.Н. *Динамика разреженного газа*. Москва, Наука, 1967. 440 с.
- [34] Васильев А.А., Воробьев А.Г. Исследование теплообмена на длинных цилиндрах, расположенных под различными углами атаки к набегающему потоку разреженного газа. В: *Аэродинамика разреженных газов*. Вып. 7. Ленинград, ЛГУ, 1974, с. 220–227.
- [35] Юдаев Б.Н., Михайлов М.С., Савин В.К. *Теплообмен при взаимодействии струй с преградами*. Москва, Машиностроение, 1977. 247 с.
- [36] Юдаев Б.Н. *Теплопередача*. Москва, Высшая школа, 1973. 360 с.
- [37] Петров Г.И., ред. *Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей среды*. Москва, Машиностроение, 1971. 382 с.
- [38] Резник С.В., Калинин Д.Ю. *Моделирование тепловых режимов крупногабаритных конструкций*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. 49 с.
- [39] ГОСТ 4401–81. *Стандартная атмосфера*. Параметры. Москва, Изд-во стандартов, 2004. 180 с.
- [40] Вус Е.Г., Евкин И.В., Полевщиков М.М. и др. Использование полиимидной пленки в экстремальных условиях эксплуатации. *Решетневские чтения*. Т. 1. Красноярск, СибГУ, 2010, с. 298–299.
- [41] Шейндлин А.Е., ред. *Излучательные свойства твердых материалов*. Москва, Энергия, 1974. 472 с.
- [42] МакКин Л. *Свойства пленок из пластмасс и эластомеров*. Санкт-Петербург, Научные основы и технологии, 2014. 528 с.
- [43] Дульнев Г.Н., Заричняк Ю.П. *Теплопроводность смесей и композиционных материалов*. Ленинград, Энергия, 1974. 264 с.

References

- [1] Kisilenko V.S., Makarov N.Yu., Marchuk V.A. et al. Space debris in the region of low earth orbits and the Kessler effect. *Kosmonavtika i raketostroenie* [Cosmonautics and Rocket Engineering], 2022, no. 2, pp. 89–98. (In Russ.).
- [2] Ryzhkov V.V., Sulinov A.V. Propulsion systems and low-thrust rocket engines based on various physical principles for control systems of small and micro-spacecraft. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2018, no. 4, vol. 17, pp. 115–128, doi: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128> (in Russ.).
- [3] Leonov A.G., Zelentsov V.V., Shcheglov G.A. *Kosmicheskie apparaty dlya utilizatsii kosmicheskogo musora* [Spacecraft to dispose of space debris]. Moscow, VPK NPO Mashinostroeniya Publ., 2019. 48 p. (In Russ.).
- [4] Barkova M.E. The satellite for utilization of space debris in near-earth space. *Trudy MAI*, 2018, no. 103. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=100712> (in Russ.).
- [5] Pikalov R.S., Yudinsev V.V. Bulky space debris removal means review and selection. *Trudy MAI*, 2018, no. 100. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=93299> (in Russ.).
- [6] Sarego G., Olivieri L., Valmorbidia A. et al. Deployment requirements for deorbiting electrodynamic tether technology. *CEAS Space J.*, 2021, vol. 13, no. 4, pp. 567–581, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-021-00349-5>
- [7] Estable S., Pruvost C., Ferreira E. et al. Capturing and deorbiting Envisat with an Airbus Spacetug. Results from the ESA e.Deorbit consolidation phase study. *J. Space Saf. Eng.*, 2020, vol. 7, no. 1, pp. 52–66, doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.jsse.2020.01.003>

- [8] Jason L.F., Aglietti G.S., Fellwes S. et al. The active space debris removal mission RemoveDebris. Part 1: From concept to launch. *Acta Astronaut.*, 2020, vol. 168, pp. 293–309, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.09.002>
- [9] Krestina A.V., Tkachenko I.S., Volgin S.S. et al. An aerodynamic de-orbiting system device for small satellites. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2022, no. 1, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-1-2143> (in Russ.).
- [10] Yudin A.D. *Razrabotka sposoba uvoda nanosputnikov CubeSat c nizkikh okolozemnykh orbit*. Diss. kand. tekhn. nauk [Developing a way to retract CubeSat nanosatellites from low-Earth orbits. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MAI Publ., 2021. 139 p. (In Russ.).
- [11] Reznik S.V., Abramova E.N. Klyuchevye voprosy sozdaniya naduvnykh tormoznykh ustroystv dlya uvoda vyshedshikh iz stroya sputnikov v plotnye sloi atmosfery. Part 1. Proektnyy oblik. Dvizhenie v razrezhennoy atmosfere. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2023, no. 5, pp. 101–111, doi: <https://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2023-5-101-111> (in Russ.).
- [12] Alifanov O.M., Vabishchevich P.N., Mikhaylov V.V. *Osnovy identifikatsii i proektirovaniya teplovykh protsessov i sistem* [Fundamentals of identification and design of thermal processes and systems]. Moscow, Logos Publ., 2001. 400 p. (In Russ.).
- [13] Katler L. Problems of undirected passive transponder satellites. *Raketnaya tekhnika*, 1962, no. 9, pp. 109–110. (In Russ.).
- [14] Burke J.R. Passive satellite development and technology. *Astronautics and Aerospace Engineering*, 1963, vol. 1, no. 8, pp. 72–75. (In Russ.).
- [15] Wilson A. A history of balloon satellites. *J. Br. Interplanet. Soc.*, 1981, vol. 34, no. 1, pp. 10–22.
- [16] Harvey B. *Discovering the cosmos with small spacecraft*. Springer, 2018. 284 p.
- [17] Golomazov M.M., Ivankov A.A. Software package for the development of thermal protection systems for space vehicles descended in the atmospheres of the planets. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2017, no. 3, pp. 41–53. (In Russ.).
- [18] Stark J.A., Leonhard K.E., Bennet F.O. *Cryogenic thermal control technology summaries*. Contractor report NASA CR-134747, 1974. 142 p.
- [19] Barry D.G., Jones L.R. Lightweight inflatable shadow shields for cryogenic space vehicles. *J. Spacecr. Rockets*, 1966, vol. 3, no. 5, pp. 722–727, doi: <https://doi.org/10.2514/3.28519>
- [20] Marshall J.E., Jones L.R. Inflatable solar shields for cryogenic space vehicles. *Proc. 18-th Int. Astronautical Congress*. Vol. 2. London, Pergamon Press, 1968, pp. 229–236.
- [21] Clifton J.V., Doughty R.D., Jones L.R. Development and testing of expandable rigidizable solar shields for protection of cryogenic propellants in space. *Proc. 11-th AIAA/ASME Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf.* New York, AIAA, 1970, art. 70A27131.
- [22] Dzhons D. [Thermal tests of inflatable solar shields for spacecraft with cryogenic fuel]. V: *Teploobmen i teplovoy rezhim kosmicheskikh apparatov* [In: Heat transfer and spacecraft thermal control]. Moscow, Mir Publ., 1974, pp. 460–481. (In Russ.).
- [23] Hrycak P. Temperature distribution in a spinning spherical space vehicle. *AIAA J.*, 1963, vol. 1, no. 1, pp. 96–99, doi: <https://doi.org/10.2514/3.1477>
- [24] Hrycak P. Influence of conduction on spacecraft skin temperatures. *AIAA J.*, 1963, vol. 1, no. 11, pp. 2619–2621, doi: <https://doi.org/10.2514/3.2120>
- [25] Nichols L.D. *Surface-temperature distribution on thin-walled bodies subjected to solar radiation in interplanetary space*. Technical note D-584. NASA, 1961. 48 p.
- [26] Phythian J.E. Heating of the cavity inside a spherical shell satellite. *AIAA J.*, 1965, vol. 3, no. 1, pp. 151–154, doi: <https://doi.org/10.2514/3.2808>
- [27] Sova G.J., Malmuth N.D. Asymptotic solution for heat conduction in radiating shells subject to discontinuous solar flux. *AIAA J.*, 1969, vol. 7, no. 8, pp. 1631–1633, doi: <https://doi.org/10.2514/3.5456>
- [28] Zarubin V.S. Temperature state of thin spherical shell. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 1963, vol. 3, no. 6, pp. 169–171. (In Russ.).
- [29] Zarubin V.S., Kuvyrkin G.N., Savelyeva I.Yu. Local temperature distribution on the spacecraft surface under uneven solar radiation. *Aerokosmicheskiy nauchnyy zhurnal* [Aerospace Scientific Journal of the Bauman MSTU], 2015, no. 5. URL: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_25352808_84110696.pdf (in Russ.).

- [30] Zarubin V.S., Zimin V.N., Kuvyrkin G.N. Temperature distribution in the spherical shell of a gauge-alignment spacecraft. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 2017, vol. 58, no. 6, pp. 149–157. (In Russ.). (Eng. version: *J. Appl. Mech. Tech. Phy.*, 2017, vol. 58, no. 6, pp. 1083–1090, doi: <https://doi.org/10.1134/S0021894417060141>)
- [31] Favorskiy O.N., Kadaner Yu.S. *Voprosy teploobmena v kosmose* [Heat transfer issues in space]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1967. 238 p. (In Russ.).
- [32] Steurer W. Material problem in solar sail development. *AIAA Paper*, 1980, no. 80-0315, doi: <https://doi.org/10.2514/6.1980-315>
- [33] Kogan M.N. *Dinamika razrezhennogo gaza* [Dynamics of rarefied gas]. Moscow, Nauka Publ., 1967. 440 p. (In Russ.).
- [34] Vasilyev A.A., Vorobyev A.G. Issledovanie teploobmena na dlinnykh tsilindrakh, raspolozhennykh pod razlichnymi uglami ataki k nabegayushchemu potoku razrezhennogo gaza [Investigation of heat transfer in long cylinders at different angles of attack to a rarefied gas flow]. V: *Aerodinamika razrezhennykh gazov. Vyp. 7* [Aerodynamics of rarefied gases. Vol. 7]. Leningrad, LGU Publ., 1974, pp. 220–227. (In Russ.).
- [35] Yudaev B.N., Mikhaylov M.S., Savin V.K. *Teploobmen pri vzaimodeystvii struy s pregradami* [Heat transfer in interaction of jets with obstacles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977. 247 p. (In Russ.).
- [36] Yudaev B.N. *Teploperedacha* [Heat transfer]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1973. 360 p. (In Russ.).
- [37] Petrov G.I., ed. *Modelirovanie teplovykh rezhimov kosmicheskogo apparata i okruzhayushchey sredy* [Modelling of thermal regimes of spacecraft and environment]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1971. 382 p. (In Russ.).
- [38] Reznik S.V., Kalinin D.Yu. *Modelirovanie teplovykh rezhimov krupnogabaritnykh konstruksiy* [Modelling of thermal regimes of large-size structures]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2003. 49 p. (In Russ.).
- [39] GOST 4401–81. *Standartnaya atmosfera. Parametry* [State standard GOST 4401-81. Standard atmosphere. Parameters]. Moscow, Izd-vo standartov Publ., 2004. 180 p. (In Russ.).
- [40] Vus E.G., Evkin I.V., Polevshchikov M.M. et al. [Usage of the polyimide film in the extreme conditions of operation]. *Reshetnevskie chteniya. T. 1* [Reshetnev Readings. Vol. 1]. Krasnoyarsk, SibGU Publ., 2010, pp. 298–299. (In Russ.).
- [41] Sheyndlin A.E., ed. *Izluchatelnye svoystva tverdykh materialov* [Radiation properties of solid materials]. Moscow, Energiya Publ., 1974. 472 p. (In Russ.).
- [42] McKeen L.W. *Film properties of plastics and elastomers*. William Andrew Publ., 2012. 408 p. (Russ. ed.: *Svoystva plenok iz plastmass i elastomerov*. Sankt-Petersburg, Nauchnye osnovy i tekhnologii Publ., 2014. 528 p.)
- [43] Dulnev G.N., Zarichnyak Yu.P. *Teploprovodnost smesey i kompozitsionnykh materialov* [Thermal conductivity of mixtures and composite materials]. Leningrad, Energiya Publ., 1974. 264 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 21.04.2023

Информация об авторах

РЕЗНИК Сергей Васильевич — доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: sreznik@bmstu.ru).

АБРАМОВА Елизавета Николаевна — старший преподаватель кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: abramova_en@bmstu.ru).

Information about the authors

REZNIK Sergey Vasilyevich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Head of Department, Rocket and Space Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: sreznik@bmstu.ru).

ABRAMOVA Elizaveta Nikolaevna — Senior Lecturer, Rocket and Space Composite Structures Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: abramova_en@bmstu.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Резник С.В., Абрамова Е.Н. Ключевые вопросы создания надувных тормозных устройств для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы. Часть 2. Анализ теплового режима в условиях комбинированного нагрева. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 6, с. 119–132, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-119-132

Please cite this article in English as:

Reznik S.V., Abramova E.N. Key issues of creating the inflatable braking devices for removal of the failed satellites into the atmosphere dense layers. Part 2. Analysis of the thermal regime under the combined heating conditions. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 6, pp. 119–132, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-119-132



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана
предлагает читателям монографию

«Стентовые технологии: рынок, история, организация производства»

Авторы: М.А. Масленников, Е.С. Ермолаев

В настоящей книге речь пойдет об истории развития эндоваскулярной хирургии и технологии производства стентов, начиная с постановки научно-технической задачи, и заканчивая юридическими тонкостями организации всего процесса. Впервые будут продемонстрированы этапы проектирования и оптимизации конструкции, создание заготовок, изготовления и обработки заготовок и контроль качества по современным стандартам на примере сосудистого стента, разработанного группой отечественных ученых, инженеров и практикующих врачей-хирургов.

Книга будет интересна инженерам, врачам, студентам и ординаторам, желающим познакомиться с основными принципами современного производства медицинских изделий.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; <https://bmstu.press>