

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 621.454.2

Расчет винтовых линий оболочки для охлаждения камер сгорания жидкостных ракетных двигателей*

К.А. Устинов^{1,2}, А.Ю. Рязанцев^{1,2}, И.Л. Батаронов²¹ АО «Конструкторское бюро химавтоматики»² ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технологический университет»

Calculation of screw lines of the shell for cooling combustion chambers of liquid rocket engines

K.A. Ustinov^{1,2}, A.Yu. Ryazantsev^{1,2}, I.L. Bataronov²¹ JSC Design Bureau of Chemical Automation² Voronezh State Technical University

Процесс охлаждения камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя значительно влияет на его эффективность. Большая часть камер сгорания имеет наружное охлаждение, при котором происходит проток охладителя по охлаждающему тракту. Важной задачей является нахождение оптимального способа расчета траектории фрезерования канала охлаждения камер сгорания. Рассмотрен способ расчета траектории канала охлаждения, обеспечивающий точность построения винтовой линии $\pm 40'$. Для достижения более точных значений проведены вычисления траектории винтовой линии на произвольной конической поверхности. Получена формула, определяющая значение угловой координаты поворота винтовой линии. Предложено аппроксимировать образующую кривую произвольного тела вращения множеством отрезков, разбивая его на цилиндры и конусы. Предложенный способ построения винтовой линии можно применять при фрезеровании каналов охлаждения на стенках деталей камер сгорания жидкостного ракетного двигателя на станках с числовым программным управлением. Он обладает высокой точностью, не требует специального программного обеспечения и позволяет уменьшить погрешность расчета, а также исключает несоответствие угла ориентации инструментальной сборки относительно ребра. Точность построения винтовой линии составила $\pm 25'$. Разработанный способ делает возможным изготовление каналов охлаждения формой, близкой к идеальной, что улучшает условия теплообмена камеры сгорания и исключает дефекты.

EDN: GLHBGP, <https://elibrary/glhbgp>

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, каналы охлаждения, камера сгорания, тракт охлаждения

One of the most important processes affecting the efficiency of liquid rocket engines is the cooling of the combustion chamber. Most liquid rocket engine chambers have external cool-

* Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 25-29-00085, <https://rscf.ru/project/25-29-00085/>.

ing, in which coolant flows through the cooling system. An important task is to find the optimal method for calculating the milling trajectory of the liquid rocket engine combustion chamber cooling channel. The initial method for calculating the cooling channel trajectory was considered. It allowed for the accuracy of the helical line construction to be $\pm 40'$. To achieve more accurate values, work was carried out to calculate the trajectory of the helical line on an arbitrary conical surface. As a result of this work, a formula was obtained that determines the value of the angular coordinate of the helical line rotation. By approximating the generating curve of an arbitrary body of revolution with a set of segments, we obtain a division of this body into a set of cylinders and cones. This method of constructing a helical line can be used when milling cooling channels on the walls of combustion chamber parts of liquid-propellant rocket engines on computer numerical control machines. It is highly accurate, does not require special software, and has a clear method for reducing calculation errors. At the same time, the discrepancy between the orientation angle of the tool assembly relative to the edge is eliminated. The accuracy of the screw line construction is ensured within $\pm 25'$. This made it possible to manufacture cooling channels with a shape close to "ideal", thereby improving the heat exchange conditions of the combustion chamber and eliminating a number of possible defects.

EDN: GLHBGP, <https://elibrary/glhbgp>

Keywords: liquid rocket engine, cooling channels, combustion chamber, cooling path

Камеры сгорания (КС) современных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) работают в условиях экстремальных тепловых нагрузок: удельная тепловая мощность в их объеме на несколько порядков превышает показатели традиционных тепловых систем [1, 2]. При этом время нахождения компонентов топлива в зоне горения ограничено лишь тысячными долями секунды.

Эффективная организация отвода определяет как устойчивость рабочего процесса ЖРД, так и его долговечность. Большая часть КС ЖРД имеет наружное охлаждение, при котором поток охладителя циркулирует в трактах, образованных внутренней и внешней оболочками КС. Несмотря на малую толщину стенки, температурный перепад между ее поверхностями может достигать значительных значений.

На эффективность охлаждения в существенной мере влияет точность обработки трактов охлаждения. Наибольшие трудности возникают при обработке криволинейных участков каналов охлаждения, где точное позиционирование рабочего инструмента (далее инструмент) затруднено [3, 4]. Формообразование канала охлаждения выполняют фрезерованием заготовок на станках с числовым программным управлением (ЧПУ). Чтобы разработать управляющую программу, необходимо предварительно определить конфигурацию каналов охлаждения и разделительных ребер, что обеспечит точное выполнение траектории инструмента и предотвращение дефектов.

Построение винтовой линии такого типа представляет собой отдельную конструкторскую задачу. Так как стандартные системы автоматизированного проектирования не располагают средствами для создания подобной конфигурации, требуется разработка специализированных методов. Их разработка заключается в математическом описании траектории инструмента по дну криволинейного участка щелевого канала охлаждения.

Для обеспечения требуемых гидродинамических и теплообменных характеристик каналы охлаждения нередко выполняют наклонными [6–10]. Наклон может быть как постоянным, так и переменным. Угол наклона γ всегда определяется как угол между касательной к образующей кривой поверхности вращения и касательной к винтовой линии в любой точке (рис. 1).

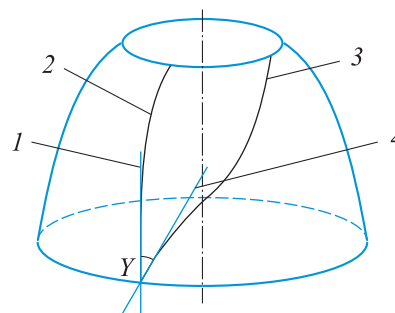


Рис. 1. Схема КС с трактом охлаждения:
1 — касательная к образующей кривой поверхности вращения; 2 — образующая кривая; 3 — винтовая линия, определяющая геометрические характеристики наклонного канала; 4 — касательная к винтовой линии

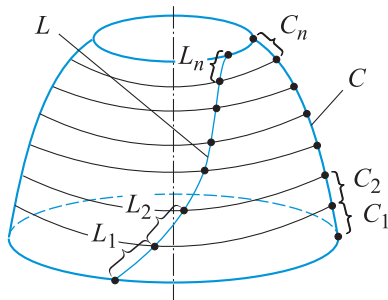


Рис. 2. Схема участков КС

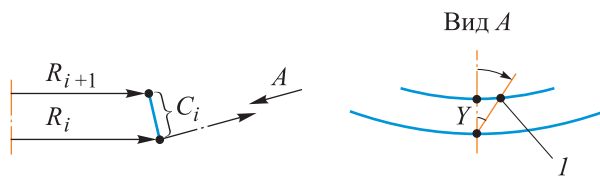


Рис. 3. Схема к построению винтовой линии первым способом:
 1 — точка пересечения преобразований плоскости с окружностью радиусом R_{i+1}

Как уже отмечалось, траектория инструмента задается управляющей программой, для разработки которой необходимо определить конфигурацию каналов охлаждения и ребер [11–14].

Для построения винтовой линии образующую кривую C разбивают через определенные промежутки на отдельные кривые C_i ($i = 1, \dots, n$). Преобразуя последовательно каждую кривую C_i в винтовую линию L_i и суммируя эти преобразования, получают требуемую винтовую линию L (рис. 2). Следовательно, чтобы построить винтовую линию L , необходимо решить задачу для произвольной кривой C_i [15].

Цель работы — повышение точности и технологичности изготовления трактов охлаждения КС ЖРД путем разработки аналитического метода расчета траектории винтовой линии канала охлаждения на произвольной конической поверхности.

Первый метод построения винтовой линии основан на нахождении точки пересечения ее плоскости и окружности согласно схеме, приведенной на рис. 3, где вид А показывает поворот диаметральной плоскости вокруг вектора нормали.

Построение винтовой линии первым способом выявило следующие недостатки:

- при угле наклона винтовой линии $\gamma > 30^\circ$ уменьшается точность ее построения;
- на производственных имитаторах только дробление участков разбиения до 0,5 мм позволило добиться точности построения винтовой линии $\pm 40'$; это соответствовало требованиям конструкторской документации, но не обеспечивало стабильность процесса резания и отклонение геометрических характеристик ребер от заданных.

Второй метод построения винтовой линии основан на учете ее углового приращения, которое определяется следующими выражениями:

- для цилиндрического участка (рис. 4, а)

$$\alpha = \frac{360h \operatorname{tg} \gamma}{\pi D};$$

- для конического участка с отношением диаметров усеченного конуса $D_2/D_1 > 0,98$ (рис. 4, б)

$$\alpha = \frac{360l \operatorname{tg} \gamma}{\pi D},$$

где h и D — высота и диаметр цилиндра; l — длина образующей.

Аппроксимация поверхности вращения набором цилиндров и усеченных конусов дала возможность построения винтовой линии L таким способом. На цилиндрических поверхностях он обеспечивал высокую точность построения винтовой линии согласно требованиям нормативной документации.

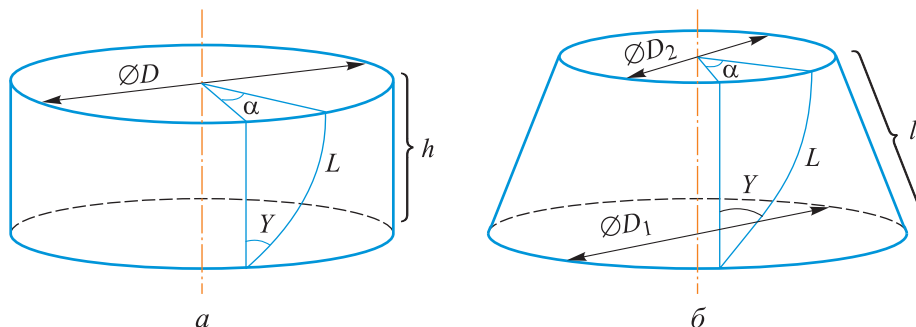


Рис. 4. Схемы построения винтовой линии вторым способом на цилиндрическом (а) и коническом (б) участках

Построение винтовой линии вторым способом выявило следующие недостатки:

- при угле наклона винтовой линии $\gamma > 30^\circ$ уменьшается точность ее построения;
- на производственных имитаторах только дробление участков разбиения до 0,5 мм позволило добиться точности построения винтовой линии $\pm 30'$; это соответствовало требованиям конструкторской документации, но не обеспечивало стабильность процесса резания и отклонение формы ребер от заданной.

Предлагаемый способ построения винтовой линии позволяет устранить указанные недостатки при вычислении ее углового приращения на произвольном коническом участке.

Представим конфигурацию тракта охлаждения в виде приращений по осям z , x и r , как показано на рис. 5. Здесь введены следующие обозначения: β — угол между основанием и образующей конуса; φ и $d\varphi$ — угловая координата поворота инструмента и ее приращение; dr и dz — приращение радиуса r и высоты z ; $rd\varphi$ — длина дуги приращения по углу.

Угловая координата поворота инструмента вычисляется как

$$\varphi = \int_0^t \omega dt,$$

где ω — угловая скорость инструмента; t — время.

При обработке инструмент движется вдоль оси z с постоянной линейной скоростью v , определяемой из выражения

$$z = vt.$$

Постоянная скорость движения инструмента обеспечивается обработкой на станке ЧПУ. Тогда угловое приращение винтовой линии

$$d\varphi = \frac{\omega}{v} dz. \quad (1)$$

Следовательно, вычислив угловое приращение и задав скорость движения инструмента вдоль оси z , можно задать алгоритм движения инструмента для обработки тракта охлаждения.

Аппроксимируя образующую кривую произвольного тела вращения множеством отрезков (рис. 6), получаем его разбиение на набор цилиндров и конусов, для каждого из которых можно точно определить конфигурацию винтовой линии. Суммирование участков винто-

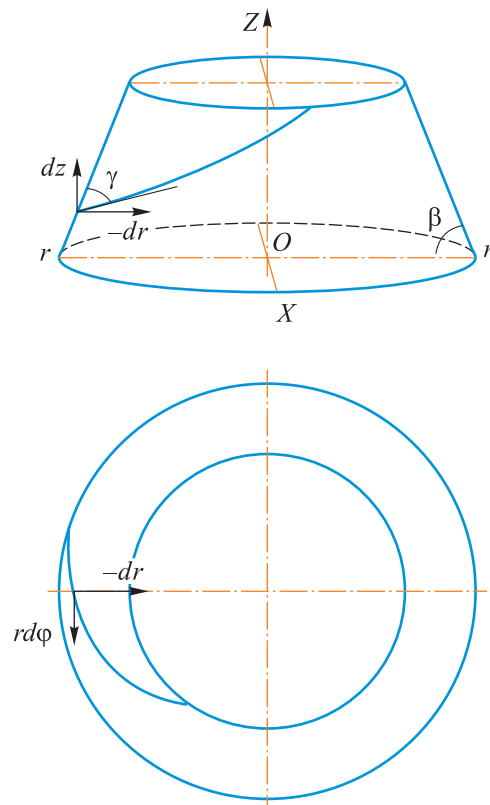


Рис. 5. Схема конического участка

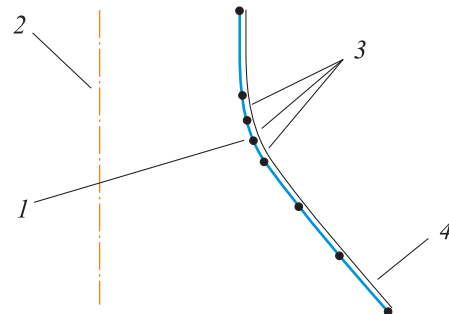


Рис. 6. Схема разбиения образующей кривой произвольного тела вращения на участки в зависимости от угла наклона:

- 1 — аппроксимация набором отрезков; 2 — ось детали; 3 — измельчение разбиения при увеличении кривизны; 4 — образующая кривая

вых линий для каждого из элементов позволяет найти координаты винтовой линии для всего тела вращения.

С помощью дифференциальных элементов можно преобразовать векторы $(dz, dr, rd\varphi)$, как компоненты малого перемещения, для описания изменения криволинейности движения инструмента. Эти функции позволяют описать положение точки линейными векторами. Вектор касательной к образующей описывается как $\mathbf{h}_{\text{кас}} = (dr, 0, dz)$, а базисный вектор — как

$\mathbf{h} = (dr, r d\varphi, dz)$. Угол γ можно представить как угол между $\mathbf{h}_{\text{кас}}$ и $\mathbf{h}$.

С помощью скалярного произведения запишем выражение для определения угла γ

$$\cos \gamma = \frac{dz^2 + dr^2}{\sqrt{dz^2 + dr^2} \sqrt{dz^2 + dr^2 + r^2 d\varphi^2}},$$

которое для повышения точности расчетов преобразуем следующим образом:

$$\begin{aligned} \operatorname{tg}^2 \gamma &= \frac{1}{\cos^2 \gamma} - 1 = \\ &= \frac{dz^2 + dr^2 + r d\varphi^2}{dz^2 + dr^2} - 1 = \frac{r^2 d\varphi^2}{dz^2 + dr^2}. \end{aligned}$$

В цилиндрических координатах траектория инструмента задается выражением

$$r = r(z),$$

где r — радиус-функция координаты z .

Физическая составляющая процесса в виде описания перемещения инструмента также зависит от угла между основанием и образующей конуса β . Вектор, направленный вдоль радиуса к оси z , имеет вид $\mathbf{h}_{\text{ос}} = (-|dr|, 0, 0)$, что соответствует выбору его направления в сторону оси z . Тогда угол β можно найти как угол между векторами $\mathbf{h}_{\text{ос}}$ и $\mathbf{h}_{\text{кас}}$.

Используя скалярное произведение, запишем

$$\cos \beta = \frac{-dr|dr|}{|dr|\sqrt{dz^2 + dr^2}} = \frac{-dr}{\sqrt{dz^2 + dr^2}}$$

и для упрощения расчетов преобразуем $\cos \beta$ в $\operatorname{tg} \beta$ по формуле

$$\begin{aligned} \operatorname{tg}^2 \beta &= \frac{dz^2 + dr^2}{dr^2} - 1 = \frac{dz^2 + dr^2 - dr^2}{dr^2}; \\ \operatorname{tg} \beta &= -\frac{dz}{dr}. \end{aligned}$$

Здесь учтено положительное направление отсчета угла β . Объединяя полученные выражения в систему уравнений

$$\begin{cases} d\varphi^2 = \frac{\operatorname{tg}^2 \gamma (dz^2 + dr^2)}{r^2}; \\ dr = -\frac{dz}{\operatorname{tg} \beta} \end{cases}$$

и исключая dr , получаем

$$d\varphi^2 = \frac{\operatorname{tg}^2 \gamma \left[dz^2 + \left(\frac{dz}{\operatorname{tg} \beta} \right)^2 \right]}{r^2}; \quad (2)$$

$$d\varphi = \frac{\operatorname{tg} \gamma \sqrt{dz^2 + \left(\frac{dz}{\operatorname{tg} \beta} \right)^2}}{r} = \frac{\operatorname{tg} \gamma dz \sqrt{1 + \frac{1}{\operatorname{tg}^2 \beta}}}{r}.$$

В итоге имеем формулу, по которой с помощью заданных значений шага для аппроксимации можно определить угловую координату поворота инструмента. На производственных имитаторах дробление участков разбиения до 0,5 мм позволило добиться точности построения винтовой линии $\pm 25'$.

С учетом формулы (1) из формулы (2) получаем

$$\frac{\omega dz}{v} = \frac{\operatorname{tg} \gamma dz \sqrt{1 + \frac{1}{\operatorname{tg}^2 \beta}}}{r}.$$

Таким образом, имея значение скорости движения инструмента вдоль оси z , можно рассчитать его угловую скорость следующим образом:

$$\omega = \frac{v \operatorname{tg} \gamma \sqrt{1 + \frac{1}{\operatorname{tg}^2 \beta}}}{r}.$$

Предложенный способ построения винтовой линии на произвольных телах вращения с непрерывной образующей можно применять при фрезеровании каналов охлаждения в стенках КС ЖРД на станках с ЧПУ. Он обладает высокой точностью, не требует специального программного обеспечения и позволяет уменьшить погрешность расчета, а также исключает отклонение ребер от конфигурации, заданной конструкторской документацией. В результате уменьшается высота заусенца при вершине ребра.

Погрешность такого метода зависит от количества участков образующей. Соответственно, измельчая разбиение образующей, можно строить винтовую линию с любой точностью. Применение разработанного способа обеспечило построение винтовой линии с точностью в пределах $25'$ при шаге разбиения образующей не менее 0,5 мм.

Выводы

1. Предложен способ, позволяющий изготавливать канал охлаждения в соответствии с требованиями технической документации,

улучшая условия теплообмена КС и исключая возможные дефекты.

2. Полученные данные можно использовать для изготовления трактов охлаждения любой сложности в изделиях машиностроения.

Литература

- [1] Воробей В.В., Логинов В.Е. *Технология производства жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Изд-во МАИ, 2001. 496 с.
- [2] Li B., Zhang M. Developing tendency in liquid rocket engine research and corresponding key technologies. *Proc. IAC*, 2013, pp. 7474–7482.
- [3] Гахун Г.Г., ред. *Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1989. 424 с.
- [4] Моисеев В.А., Тарасов В.А., Колмыков В.А. и др. *Технология производства жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. 379 с.
- [5] Мельников С.А., Зубанов В.М., Харитонов А.А. Проектирование регенеративного охлаждения камеры ракетного двигателя с учетом теплового и прочностного состояний. *Решетневские чтения*. Ч. 1. Красноярск, СибГУ им. академика М.Ф. Решетнева, 2022, с. 188–190. EDN: IRQNQN
- [6] Pelevin F.V., Ponomarev A.V. To calculation of regenerative cooling of a liquid fuel rocket engine chamber. *Russ. Aeronaut.*, 2018, vol. 61, no. 1, pp. 71–77, doi: <https://doi.org/10.3103/S1068799818010117>
- [7] Jeon T.J., Park T.S. Thermal recycling analysis in regenerative cooling channels based on liquid rocket engine cycles. *Appl. Therm. Eng.*, 2024, vol. 256, art. 124095, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2024.124095>
- [8] Pelevin F.V., Avraamov N.I., Ir'yanov N.Y. et al. Intensification of heat exchange in the regenerative cooling system of a liquid-propellant rocket engine. *J. Eng. Phys. Thermophy.*, 2018, vol. 91, no. 3, pp. 601–610, doi: <https://doi.org/10.1007/s10891-018-1781-4>
- [9] Поляков П.В., Масенков Л.А. Анализ расчета камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя. *Новые горизонты. Сб. док. IX науч.-практ. конф.* Брянск, БГТУ, 2022, с. 207–209. EDN: AYVWDM
- [10] Добровольский М.В. *Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 461 с.
- [11] Calvo J.B., Hannemann K. Analysis of the heat transfer in liquid rocket engine cooling channels. In: *New results in numerical and experimental fluid mechanics VII*. Springer, 2010, pp. 441–448, doi: https://doi.org/10.1007/978-3-642-14243-7_54
- [12] Кожемякин С.А., Пилипенко А.А. Повышение эффективности схем охлаждения камер ЖРД. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики. Сб. мат. VII Межд. науч.-практ. конф.* Т. 1. Красноярск, СибГУ им. академика М.Ф. Решетнева, 2021, с. 214–215. EDN: DLPCVW
- [13] Юхневич С.С., Рязанцев А.Ю., Евченко И.В. Разработка технологии механической обработки для получения турбулизаторов в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, № 4, doi: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2023-4-2267>
- [14] Самошкин В.М., Васянина П.Ю. Анализ эффективности охлаждения камеры ЖРД при создании искусственной шероховатости каналов охлаждающего тракта. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики, Технические науки*, 2013, № 9, с. 62–63.
- [15] Юхневич С.С., Рязанцев А.Ю., Подшибякина В.А. Изготовление трактов охлаждения камер сгорания жидкостных ракетных двигателей. *Ученые записки Крымского инженерно-педагогического университета*, 2024, № 3, с. 224–229.

References

- [1] Vorobey V.V., Loginov V.E. *Tekhnologiya proizvodstva zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Liquid rocket engine production technology]. Moscow, Izd-vo MAI Publ., 2001. 496 p. (In Russ.).
- [2] Li B., Zhang M. Developing tendency in liquid rocket engine research and corresponding key technologies. *Proc. IAC*, 2013, pp. 7474–7482.
- [3] Gakhun G.G., ed. *Konstruktsiya i proektirovanie zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Design and construction of liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 424 p. (In Russ.).
- [4] Moiseev V.A., Tarasov V.A., Kolmykov V.A. et al. *Tekhnologiya proizvodstva zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Production technology of liquid rocket engines]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2015. 379 p. (In Russ.).
- [5] Melnikov S.A., Zubanov V.M., Kharitonova A.A. [Design of regenerative cooling of a rocketing engine chamber taking into account thermal and strength conditions]. *Reshetnevskie chteniya*. Ch. 1 [Reshetnev Readings. P. 1]. Krasnoyarsk, SibGU im. akademika M.F. Reshetneva Publ., 2022, pp. 188–190. EDN: IRQNQN (in Russ.).
- [6] Pelevin F.V., Ponomarev A.V. To calculation of regenerative cooling of a liquid fuel rocket engine chamber. *Russ. Aeronaut.*, 2018, vol. 61, no. 1, pp. 71–77, doi: <https://doi.org/10.3103/S1068799818010117>
- [7] Jeon T.J., Park T.S. Thermal recycling analysis in regenerative cooling channels based on liquid rocket engine cycles. *Appl. Therm. Eng.*, 2024, vol. 256, art. 124095, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2024.124095>
- [8] Pelevin F.V., Avraamov N.I., Ir'yanov N.Y. et al. Intensification of heat exchange in the regenerative cooling system of a liquid-propellant rocket engine. *J. Eng. Phys. Thermophys.*, 2018, vol. 91, no. 3, pp. 601–610, doi: <https://doi.org/10.1007/s10891-018-1781-4>
- [9] Polyakov P.V., Masenkov L.A. [Analysis of the calculation of the combustion chamber of a liquid rocket engine]. *Novye gorizonty. Sb. dok. IX nauch.-prakt. konf.* [New Horizons. Proc. IX Sci.-Pract. Conf.]. Bryansk, BGUTU Publ., 2022, pp. 207–209. EDN: AYWVDM (in Russ.).
- [10] Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya* [Liquid rocket engines. Design principles]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2016. 461 p. (In Russ.).
- [11] Calvo J.B., Hannemann K. Analysis of the heat transfer in liquid rocket engine cooling channels. In: *New results in numerical and experimental fluid mechanics VII*. Springer, 2010, pp. 441–448, doi: https://doi.org/10.1007/978-3-642-14243-7_54
- [12] Kozhemyakin S.A., Pilipenko A.A. [Improving the efficiency of LRE chamber cooling schemes]. *Aktualnye problemy aviatsii i kosmonavтики. Sb. mat. VII Mezhd. nauch.-prakt. konf.* T. 1 [Actual Problems of Aviation and Cosmonautics. Proc. VII Int. Sci.-Pract. Conf. Vol. 1]. Krasnoyarsk, SibGU im. akademika M.F. Reshetneva Publ., 2021, pp. 214–215. EDN: DLPCVW (in Russ.).
- [13] Yukhnovich S.S., Ryazantsev A.Yu., Evchenko I.V. Design and development of mechanical processing technology to obtain turbulators in the liquid-propellant rocket engine combustion chamber. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2023, no. 4, doi: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2023-4-2267> (in Russ.).
- [14] Samoshkin V.M., Vasyanina P.Yu. Analysis of the efficiency of cooling the liquid propellant rocket engine chamber by creating artificial roughness of the cooling tract channels. *Aktualnye problemy aviatsii i kosmonavтики, Tekhnicheskie nauki*, 2013, no. 9, pp. 62–63. (In Russ.).
- [15] Yukhnovich S.S., Ryazantsev A.Yu., Podshibyakina V.A. Manufacturing of cooling paths for combustion chambers of liquid rocket engines. *Uchenye zapiski Krymskogo inzhenerno-pedagogicheskogo universiteta* [Scientific Notes of the Crimean Engineering and Pedagogical University], 2024, no. 3, pp. 224–229. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 15.12.2025

Информация об авторах

УСТИНОВ Кирилл Александрович — инженер-конструктор второй категории. АО «Конструкторское бюро химавтоматики»; аспирант кафедры «Технология машиностроения». ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет» (394006, Воронеж, Российская Федерация, ул. 20-летия Октября, д. 84, e-mail: kirill_ust@mail.ru).

РЯЗАНЦЕВ Александр Юрьевич — кандидат технических наук, начальник конструкторского отдела проектирования средств технологического оснащения. АО «Конструкторское бюро химавтоматики»; доцент кафедры технологии машиностроения. ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет» (394006, Воронеж, Российская Федерация, ул. 20-летия Октября, д. 84, e-mail: ryazantsev86@rambler.ru).

БАТАРОНОВ Игорь Леонидович — доктор физико-математических наук, заведующий кафедрой высшей математики и физико-математического моделирования. ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет» (394006, Воронеж, Российская Федерация, ул. 20-летия Октября, 84, e-mail: vmfmm@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Устинов К.А., Рязанцев А.Ю., Батаронов И.Л. Расчет винтовых линий оболочки для охлаждения камер сгорания жидкостных ракетных двигателей. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2026, № 10, с. 93–100.

Please cite this article in English as:

Ustinov K.A., Ryazantsev A.Yu., Bataronov I.L. Calculation of screw lines of the shell for cooling combustion chambers of liquid rocket engines. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2026, no. 10, pp. 93–100.

Information about the authors

USTINOV Kirill Alexandrovich — Design Engineer of the 2nd Category. JSC Design Bureau of Chemical Automation; Postgraduate, Department of Manufacturing Technology. Voronezh State Technical University (394006, Voronezh, Russian Federation, 20-letiya Oktyabrya St., Bldg. 84, e-mail: kirill_ust@mail.ru).

RYAZANTSEV Alexander Yuryevich — Candidate of Science (Eng.), Head of the Design Department for Technological Equipment Design. JSC Design Bureau of Chemical Automation; Associate Professor, Department of Manufacturing Technology. Voronezh State Technical University (394006, Voronezh, Russian Federation, 20-letiya Oktyabrya St., Bldg. 84, e-mail: ryazantsev86@rambler.ru).

BATARONOV Igor Leonidovich — Doctor of Science (Physics and Math), Head of the Department of Higher Mathematics and Physical and Mathematical Research. Voronezh State Technical University (394006, Voronezh, Russian Federation, 20-letiya Oktyabrya St., Bldg. 84, e-mail: vmfmm@mail.ru).