

УДК 621.454.2:536.24

- Аксьонов О. С.** інженер державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна, e-mail: [www.sseg@gmail.com](mailto:www.sseg@gmail.com);
- Золотько О. Є.** канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету ім. О. Гончара, Дніпро, Україна, e-mail: [alexaur61@gmail.com](mailto:alexaur61@gmail.com);
- Поляков Д. Г.** інженер державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна, e-mail: [dannypolyakov95@gmail.com](mailto:dannypolyakov95@gmail.com)

## ПЕРСПЕКТИВНА СИСТЕМА ОХОЛОДЖЕННЯ КАМЕРИ РІДИННОГО КРІОГЕННОГО ДВИГУНА

**Мета роботи.** Обґрунтувати можливості підвищення характеристик ракетного двигуна за рахунок застосування системи охолодження камери з міжканальною транспірацією надкритичного кисню.

**Методи дослідження.** Проведений науковий аналіз процесу теплообміну при використанні пористих матеріалів у тракці охолодження камери ракетного двигуна. При проведенні досліджень використовувалися критеріальні співвідношення для розрахунку коефіцієнтів тепловіддачі до речовини, яка знаходиться у надкритичному стані. Застосовувався метод обчислювального експерименту.

**Отримані результати.** Показано, що система охолодження з міжканальною транспірацією надкритичного кисню дозволяє значно інтенсифікувати теплообмін у тракці охолодження камери. При цьому позитивні властивості кисню, що переходить до надкритичного стану, використовуються з максимальною ефективністю. Уточнена методика визначення коефіцієнту тепловіддачі при протіканні охолоджувача крізь пористий матеріал.

**Наукова новизна.** Вперше запропоновано використовувати надкритичний кисень у системі охолодження з міжканальною транспірацією для підвищення коефіцієнту тепловіддачі та зменшення гідравлічних втрат. Запропоновані нові схемні рішення реалізації системи охолодження.

**Практична цінність.** Використання міжканальної транспірації надкритичного кисню дозволить значно підвищити питомий імпульс двигуна, підвищити його надійність, зменшити масу двигунної установки та здійснити перехід до більш досконалих схемних рішень.

**Ключові слова:** рідинний ракетний двигун; система охолодження; міжканальна транспірація; надкритичний кисень; пористий матеріал.

### ВСТУП

Розвиток сучасної ракетно-космічної техніки передбачає постійне поліпшення основних параметрів РРДУ. Підвищення характеристик рідинного двигуна можливо за рахунок підвищення тиску в камері згоряння (КЗ), інтенсифікації теплообміну в тракці охолодження, використання ефективних охолоджувачів: кріогенних водню, кисню, метану та інших. Відомо, що найкращим охолоджувачем є водень. Вуглеводневе пальне (наприклад, Т-1, РГ-2) має погіршені охолоджуючі властивості. Тому при його використанні доводиться вводити завісне охолодження та потужне загороджувальне охолодження від форсункової головки, що призводить до суттєвих втрат питомого імпульсу тяги.

На інтенсифікацію теплообміну значно впливає конструкція тракту охолодження. Один з перспективних і ефективних методів інтенсифікації теплообміну в тракці охолодження полягає у використанні пористих матеріалів (ПМ). Заповнення теплообмінного тракту пористим високотеп-

лопровідним матеріалом з малим термічним опором між стінкою і пористою структурою у десятки разів підвищує інтенсивність теплообміну порівняно з гладким щільним трактом [1], але при цьому можуть значно збільшитися гідравлічні втрати. Отже, задача розробки ефективної системи охолодження камери кріогенного двигуна є актуальною.

### 1 АНАЛІЗ ДОСЛІДЖЕНЬ ПУБЛІКАЦІЙ

Розглянуто варіанти використання ПМ в таких галузях техніки, як ядерна енергетика, лазерні технології, двигунобудування та інших.

Для зменшення втрат тиску у заповненому пористим матеріалом тракці охолодження доводиться зменшувати швидкість руху теплоносія в ПМ за рахунок збільшення прохідного перетину тракту, що в свою чергу призводить до зниження інтенсивності теплообміну і підвищення маси і габаритів тракту охолодження. Різко знизити втрати тиску можливо, якщо перейти від поздовжньо-канального до поздовжньо-поперечного (міжканального) руху охолоджувача через ПМ.

Принцип міжканальної транспірації дозволяє створити високоефективний пористий теплообмінний тракт зі значно більшою ефективністю теплообміну, ніж у крапкових орбренних трактів. Він поєднує в собі високу тепловіддачу, властиву високотеплопровідним ПМ, і низькі гідравлічні втрати [2]. Іншою важливою позитивною відмінністю міжканальної транспірації охолоджувача порівняно з традиційними системами охолодження є можливість подачі охолоджувача по всій довжині ділянки з практично однаковою постійною вхідною температурою.

Для визначення коефіцієнту тепловіддачі використовувались апроксимаційні залежності для експериментальних даних, отриманих авторами [1] та [3] стосовно пористих структурованих матеріалів.

## 2 МЕТА ДОСЛІДЖЕННЯ

Метою дослідження є обґрунтування можливості підвищення характеристик ракетного двигуна за рахунок застосування системи охолодження камери з міжканальною транспірацією надкритичного кисню (МТНК). Система охолодження з МТНК дозволяє значно інтенсифікувати теплообмін у тракті охолодження камери. При цьому позитивні властивості кисню, що переходить до надкритичного стану, використовуються з максимальною ефективністю.

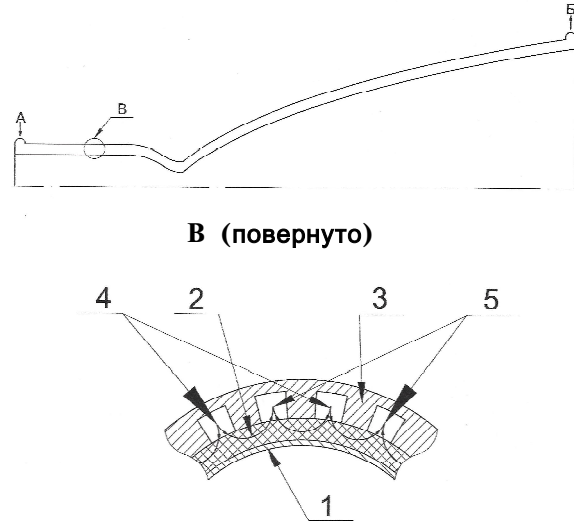
## 3 РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ

На тепловіддачу до надкритичного кисню суттєво впливає градієнт густини у пограничному шарі. Застосування в якості охолоджувача кріогенного кисню в надкритичному стані дозволяє суттєво знизити гідравлічний опір в тракті охолодження, але при цьому слід враховувати деяке погіршення здатності до охолодження при переході кріоагента від транскритичного до надкритичного стану [5]. Запропоновано уточнену методику для розрахунку коефіцієнта тепловіддачі, яка враховує значення пористості та властивості матеріалу пористої вставки, довжину ділянки руху та швидкість охолоджувача в тракті охолодження, враховуючи рекомендації, представлені в роботах [1], [2], [4].

Особливості застосування системи МТНК розглянуто на прикладі камери рульового двигуна II ступеня РН «Зеніт». При розрахунку конвективних теплових потоків використовувалась методика В.М. Ієвлева. На рис. 1 представлена схема організації МТНК. В якості пористого матеріалу використовувалась сітка з бронзового сплаву БрХ08. Значення температур визначалися за уточненою методикою розрахунку.

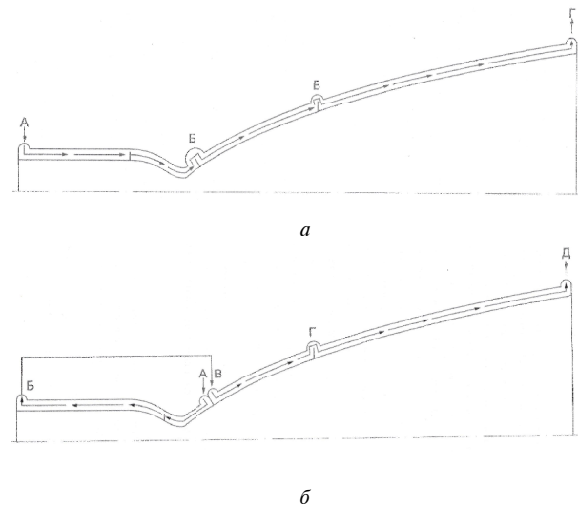
Розглянуто дві базові схеми системи охолодження з МТНК (рис. 2). За схемою А охолоджувач послідовно протікає всі секції, починаючи

від циліндричної частини до зрізу сопла камери. За схемою Б охолоджувач подається в закритичну область камери і спрямовується у бік форсункової головки. Потім здійснюється перекидання компонента до закритичної частини сопла.



**Рисунок 1.** Схема організації МТНК  
1 – внутрішня стінка камери; 2 – ПМ; 3 – зовнішня(силова) стінка камери; 4 – підвідні канали; 5 – відвідні канали; А – колектор підводу; Б – колектор відводу

На рис. 3 видно, що система охолодження камери двигуна при використанні надкритичного кисню, як в орбренному тракті, так і при використанні більш досконалої схеми з МТНК, є надійною. Використання в якості охолоджувача надкритичного кисню повністю виключає необхідність застосування внутрішнього завісного охолодження, яке значно знижує питомий імпульс тяги двигуна.



**Рисунок 2.** Схема підведення компонента в охолоджуючий тракт з МТНК: а – схема А; б – схема Б

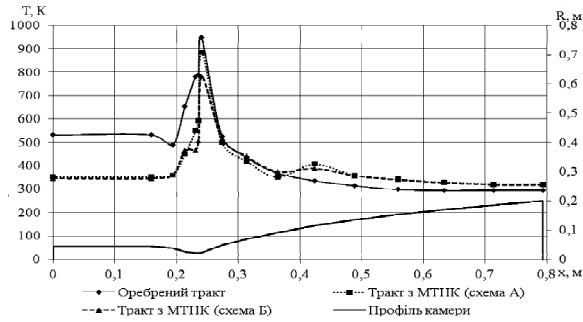


Рисунок 3. Розподіл температури стінки камери з боку газу по довжині при застосуванні різних схем охолодження

На рис. 4 представлено розподіл температури стінки камери з боку газу при використанні МТНК при різних значеннях витрати охолоджувача. З аналізу отриманих результатів можна зробити висновок, що при зменшенні витрати кисню вдвічі система охолодження камери залишається надійною. Якщо використовується повна витрата надкритичного кисню, то надійність системи МТНК забезпечується при значно більш високих значеннях тиску у камері порівняно з тиском у камері базового двигуна.

На рис. 5 представлено розподіл температури стінки камери з боку газу при використанні МТНК при різних значеннях тиску в камері двигуна. Як видно з графіків, навіть при двократному підвищенні тиску в КЗ порівняно з базовим двигуном система охолодження залишається надійною та має потенційні можливості для подальшого підвищення тиску.

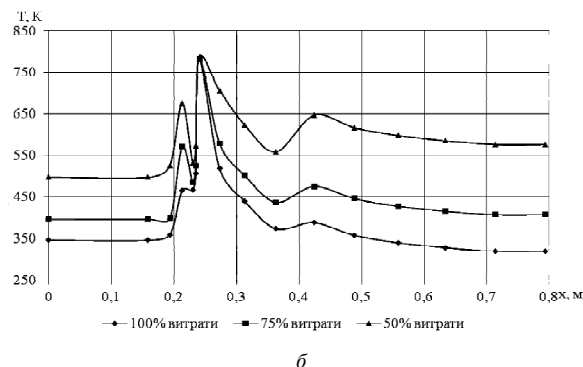
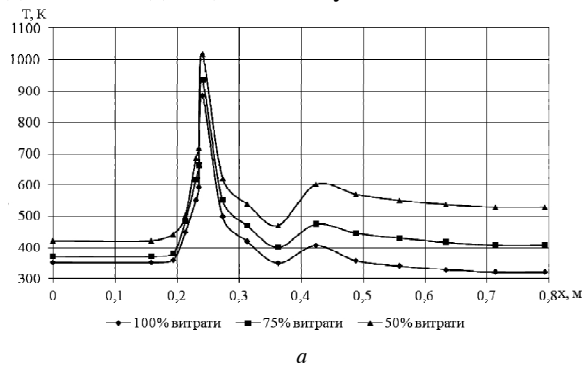


Рисунок 4. Розподіл температури стінки камери з боку газу при різних витратах охолоджувача: а – схема А; б – схема Б

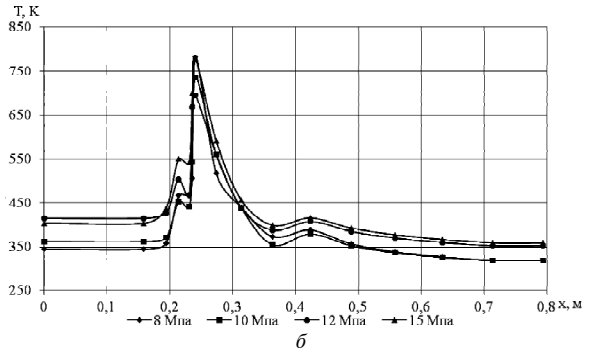
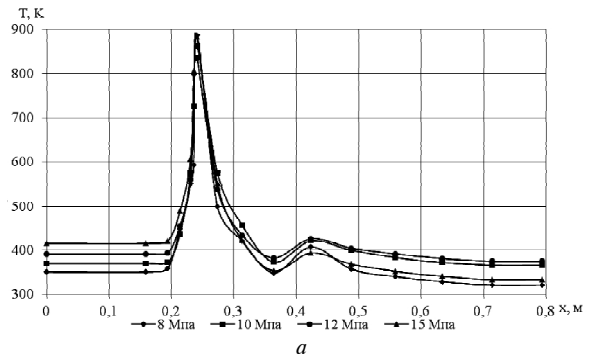


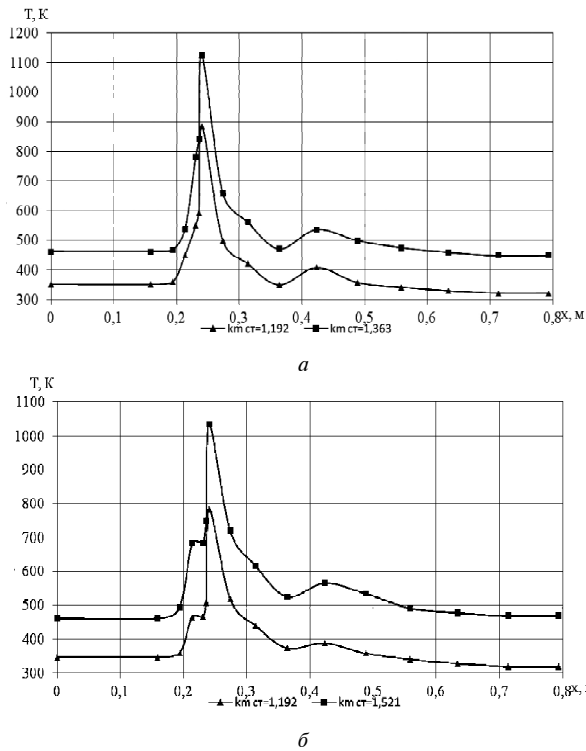
Рисунок 5. Розподіл температури стінки камери з боку газу при різних значеннях тиску в КЗ: а – схема А; б – схема Б

У зв'язку з тим, що в рульовому двигуні майже половина форсунок відведена на створення загороджувального охолодження, доцільно розглянути можливість зменшення витрати пального у пристінковому шарі за рахунок підвищення значення ефективної температури. На рис. 6 представлені результати розрахунку системи охолодження камери при збільшенні значення коефіцієнта співвідношення компонентів в пристінковому шарі  $K_{m\text{ст}}$ .

Схеми А дозволяє підвищити  $K_{m\text{ст}}$  від 1,192 до 1,363, що призводить до підвищення пристінкової температури від 1900 К до 2200 К, а схема Б дозволяє підвищити  $K_{m\text{ст}}$  до 1,521, що призводить до підвищення пристінкової температури до 2500 К. Це значно скорочує непродуктивні витрати пального на загороджувальне охолодження через периферійні форсунки. При цьому система охолодження залишається надійною. Підвищення пристінкової температури в схемі Б призводить до суттєвого підігріву охолоджувача – температура кисню на виході з тракту охолоджувача становить 514 К, що потенційно дає можливість здійснити перехід до більш досконалої безгенераторної схеми двигуна.

## ВИСНОВКИ

Уточнена методика розрахунку визначальних параметрів системи охолодження з міжканальною транспірацією надкритичного кисню в заповненому пористим матеріалом тракті. Співставлення нових результатів з результатами розрахунку системи охолодження камери двигуна, у якій використовується тракт з ребрами, доводить суттєві переваги МТНК.



**Рисунок 6.** Розподіл температури стінки камери з боку газу при зміні  $K_{мст}$ :  
а – схема А; б – схема Б

Використання МТНК дає можливість:

- а) підвищити тиск в КЗ та значення питомого імпульсу тяги двигуна;
- б) знизити втрати питомого імпульсу тяги на 8 % за рахунок відмови від зависного охолодження;
- в) зменшити на 3–4 % втрати питомого імпульсу тяги на загороджувальне охолодження;
- г) здійснити обґрунтований перехід до більш досконалої пневмогідролічної схеми двигуна.

Перспективи подальших досліджень пов'язані з використанням у системі охолодження перспективного двигуна метану, який має кращі охолоджувальні властивості, ніж традиційні вуглеводневі палива та кисень. Метан виявляється менш агресивним компонентом для конструкції камери порівняно з киснем, що дозволить розглянути можливість підвищення температури його підігріву у тракці охолодження.

### СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Эффективность теплообмена в пористых элементах конструкций жидкостных ракетных двигателей / Ф. В. Пелевин, Н. И. Авраамов, С. А. Орлин, А. Л. Синцов // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2013. – № 4. – С. 1–13.
2. Попов И. А. Гидродинамика и теплообмен в пористых теплообменных элементах и аппаратах. Интенсификация теплообмена: монография / И. А. Попов ; под общ. ред. Ю. Ф. Гортышова. – Казань : Центр инновационных технологий, 2007. – 240 с.
3. О зависимости гидравлического сопротивления и теплоотдачи в пористых средах / Л. С. Кокорев, В. И. Субботин, В. Н. Федосеев и др. // Теплофизика высоких температур. – 1987. – № 1. – С. 92–97.
4. Пелевин Ф. В. Гидравлическое сопротивление пористых металлов / Фёдор Пелевин // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2016. – № 2. – С. 42–52.
5. Ягодников Д. А. Исследование процесса течения кислорода в рубашке охлаждения камеры ЖРД / Д. А. Ягодников, Ю. В. Антонов, А. В. Новиков и др. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. : Машиностроение. – 2014. – № 6. – С. 3–19.

Статья поступила в редакцию 21.02.2019

- |                      |   |
|----------------------|---|
| <b>Аксёнов А. С.</b> | инженер Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина, <i>e-mail: www.sseg@gmail.com;</i>  |
| <b>Золотко А. Е.</b> | канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры двигателестроения физико-технического факультета Днепровского национального университета им. О. Гончара, Днепр, Украина, <i>e-mail: alexaur61@gmail.com;</i> |
| <b>Поляков Д. Г.</b> | инженер Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепр, Украина, <i>e-mail: dannypolyakov95@gmail.com</i>   |

## ПЕРСПЕКТИВНАЯ СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ РАКЕТНОГО КРИОГЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

**Цель работы.** Обосновать возможности повышения характеристик ракетного двигателя за счет применения системы охлаждения камеры с межканальной транспирацией сверхкритического кислорода.

**Методы исследования.** Проведен научный анализ процесса теплообмена при использовании пористых материалов в тракте охлаждения камеры ракетного двигателя. При проведении исследований

использовались критериальные соотношения для расчета коэффициентов теплоотдачи к веществу, которое находится в сверхкритическом состоянии. Применялся метод вычислительного эксперимента.

**Полученные результаты.** Показано, что система охлаждения с межканальной транспирацией сверхкритического кислорода позволяет значительно интенсифицировать теплообмен в тракте охлаждения камеры. При этом положительные свойства кислорода, переходящего в сверхкритическое состояние, используются с максимальной эффективностью. Уточнена методика определения коэффициента теплоотдачи при протекании охладителя через пористый материал.

**Научная новизна.** Впервые предложено использовать сверхкритический кислород в системе охлаждения с межканальной транспирацией для повышения коэффициента теплоотдачи и уменьшения гидравлических потерь. Предложены новые схемные решения реализации системы охлаждения.

**Практическая ценность.** Использование межканальной транспирации сверхкритического кислорода позволит значительно повысить удельный импульс двигателя, повысить его надежность, уменьшить массу двигательной установки и осуществить переход к более совершенным схемным решениям.

**Ключевые слова:** жидкостный ракетный двигатель; система охлаждения; межканальная транспирация; сверхкритический кислород, пористый материал.

**Aksonov O. S.** Engineer of Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine, e-mail: [www.sseg@gmail.com](mailto:www.sseg@gmail.com);

**Zolotko O. E.** Ph.D, Associate Professor, Associate Professor of the Engine Building Department of the Faculty of Physics and Technology of Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: [alexaur61@gmail.com](mailto:alexaur61@gmail.com);

**Polyakov D. G.** Engineer of Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine, e-mail: [dannypolyakov95@gmail.com](mailto:dannypolyakov95@gmail.com)

## PERSPECTIVE COOLING SYSTEM OF THE CRYOGENIC ROCKET ENGINE

**The purpose of the work.** To substantiate the possibility of increasing the characteristics of a rocket engine through the use of a chamber cooling system with interchannel transpiration of supercritical oxygen.

**Methodology.** The scientific analysis of the heat exchange process using porous materials in the cooling duct of a rocket engine chamber is accomplished. In the course of research, criterion ratios were used to calculate the heat exchange coefficients for a substance that is in a supercritical state. The method of computing experiment was applied.

**Findings.** It is shown that the cooling system with interchannel transpiration of supercritical oxygen allows to significantly intensify the heat exchange in the chamber cooling duct. Besides, the positive properties of oxygen, that passing to supercritical state, are used with maximum efficiency. The method of determining the coefficient of heat transfer during a coolant flow through a porous material is specified.

**Originality.** On the first time, it is proposed to use supercritical oxygen in a cooling system with interchannel transpiration to increase the heat transfer coefficient and reduce hydraulic losses. New schematic solutions for cooling system implementation are offered.

**Practical value.** The use of interchannel transpiration of supercritical oxygen will significantly increase the specific impulse of the engine, improve its reliability, reduce the mass of the engine and make the step forward to more advanced schematic solutions.

**Key words:** liquid rocket engine; cooling system; interchannel transpiration; supercritical oxygen; porous material.

### REFERENCES

1. Pelevin F. V., Avraamov N. I., Orlin S. A., Sincov A. L. (2013) Efficiency of heat exchange in porous design elements of liquid rocket engines. *Engineering magazine: science and innovations*, 4, 1–13.
2. Popov I. A. (2007) Hydrodynamics and heat exchange in porous elements and units. Heat exchange intensification: monograph ; edited by Y. F. Gortyshev, Kazan : Centre of innovation technologies, 240.
3. Kokorev L. S., Subbotin V. I., Fedoseev V. N., Haritonov V. V., Voskoboynikov V. V. (1987) Dependence of hydraulic resistance and heat transfer in porous environments, 1, 92–97.
4. Pelevin F. V. (2016) Hydraulic resistance of porous materials. Fe News of higher education institutions. *Mechanical engineering*, 2, 42–52.
5. Yagodnikov D. A., Antonov Y. V., Novikov A. V., Strizhenko P. P., Bykov N. I. (2014) Research of the oxygen flow process in chamber cooling duct of liquid rocket engine Bulletin of N.E. Bauman MSTU. Ser. : *Mechanical engineering*, 6, 3–19.