

ТЕОРИЯ АВИАЦИОННЫХ И РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

УДК 621.45

О влиянии внутренней аэродинамики и скорости горения топлива на тягу бесклапанного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя

К.В. МИГАЛИН,
канд. техн. наук,
Д.А. ЧАРНЦЕВ,
канд. техн. наук
(НПФ «Ротор», Тольятти),
К.А. СИДЕНКО,
студент
(ТГУ, Тольятти)
migalink7@gmail.com

Приводятся результаты экспериментального и численного исследования рабочего процесса бесклапанного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя. Обсуждается возможность форсирования двигателя за счет изменения внутренней аэродинамики и ускорения процесса горения. Полученные результаты сопоставляются с теорией устойчивости Релея и делается предположение о целесообразности согласования скорости горения с волновым процессом газообмена.

Бесклапанный пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, скорость горения топлива, теория устойчивости Релея, акустические исследования

Невысокие удельные показатели бесклапанных пульсирующих воздушно-реактивных двигателей в совокупности с деградирующей скоростной характеристикой ограничивают область их применения. Тем не менее исследования такого типа двигателей актуальны из-за технологической простоты изготовления и применения их в одноразовых летательных аппаратах [1]. В настоящей статье рассматриваются двигатели, выполненные по схеме «термоджет», с повернутыми по потоку впускными патрубками.

Схема такого опытного двигателя представлена на рис. 1.

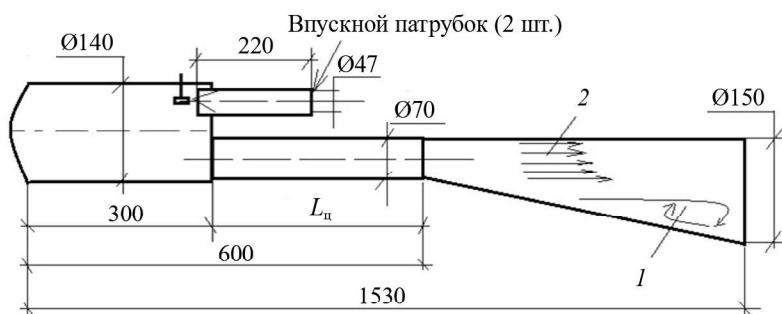


Рис. 1

Применение подобной конструкции, в отличие от эжекторного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, позволяет двигателю развивать высокую тягу на старте и при низкой скорости полета. Однако по мере роста скорости полета тяга падает и, как показывают расчеты, уже при 50 м/с может уменьшиться в пять раз.

На первом этапе были сделаны попытки увеличить тягу двигателя воздействием на внутреннюю аэродинамику. Были проведены испытания различных типов аэродинамических клапанов, устанавливаемых во впускные патрубки и различные типы резонаторных труб. При применении аэродинамических клапанов не наблюдался положительный эффект. Двигатель не только терял тягу, с некоторыми типами он переставал работать. В случае использования резонаторных труб экспериментально, на основе огневых испытаний, было установлено, что конфигурация несимметричной резонаторной трубы, где в расструбе формируется отрывная зона (рис. 1, позиция 1), позволяет достичь максимальной тяги. Это происходит за счет того, что выбрасываемая из камеры сгорания струя продуктов неполного сгорания формирует пристенное течение в растробе диффузора (рис. 1, позиция 2). Благодаря дожиганию продуктов неполного сгорания в объеме диффузорной части резонаторной трубы при контакте с реверсивно забрасываемым через сопло воздухом получен прирост реактивной тяги. Течение в резонаторной трубе, организованное подобным образом, позволяет максимально близко к камере сгорания, через сформированную отрывную зону в растробе (рис. 1, позиция 1), проникать атмосферному воздуху на такте всасывания.

Характерная картина процесса, полученная расчетной моделью, приведенной в данной статье, представлена на рис. 2. Здесь: 1 – течение воздуха на такте всасывания через впускную трубу; 2 – забираемое реверсивное течение воздуха в резонаторную трубу.

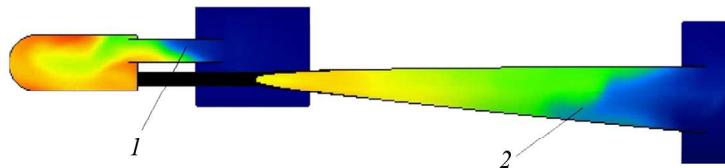


Рис. 2

Подобное техническое решение в стационарных условиях позволяет получить прирост тяги в 50–70 % и более, но с увеличением скорости полета тяга будет уменьшаться. По этой причине искались другие, еще более действенные способы улучшения удельных показателей, например, приближение режима горения к детонационному. Этот процесс можно осуществить за счет частичной конверсии топлива, приводящей к появлению в топливовоздушной смеси ацетилена и водорода. Благодаря реализации этого метода за счет технических мероприятий [2, 3] существенно улучшены удельные показатели эжекторного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя. Однако применение этого метода в случае данного типа двигателей, в отличие от эжекторных пульсирующих воздушно-реактивных двигателей, не дало положительного результата. В связи с этим возник вопрос влияния скорости горения на реактивную тягу бесклапанного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя типа «термоджет». Рассмотрев конструкцию (см. рис. 1), с помощью экспериментальных и численных методов выясним, возможно ли увеличением скорости горения топлива добиться повышения удельных показателей, в частности реактивной тяги.

Существуют два принципиально отличных класса пульсирующих двигателей [4]: двигатели, работающие на основе 1/4 волнового резонанса газохода, и двигатели со специальными приводами для реализации пульсирующей подачи в двигатель топлива и воздуха. Рассматриваемый двигатель относится к первому классу. Для понимания его рабочего процесса проведен следующий эксперимент. Была удалена передняя стенка камеры сгорания и на ее место установлен акустический динамик, на который подавался синусоидальный сигнал различной частоты. На впускные патрубки и резонаторную трубу были установлены сдвижные насадки, с помощью которых изменялась их длина. Схема экспериментальной установки показана на рис. 3.

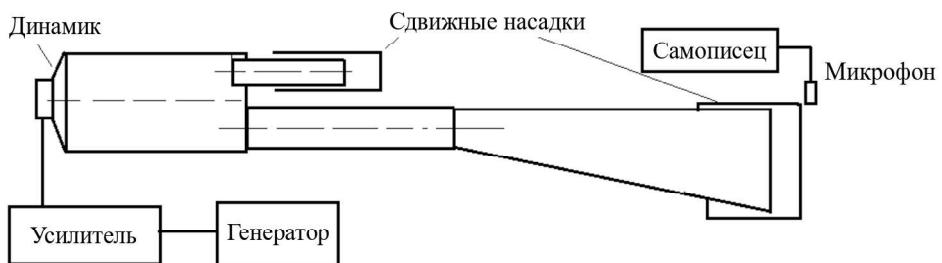


Рис. 3

Изменяя длину резонаторной трубы увеличением с шагом 10 мм, определяли резонансную частоту, та же процедура осуществлялась в случае с впускными трубами.

В результате проведенных экспериментов была выявлена характерная особенность. Изменение частоты резонанса могло осуществляться только с помощью изменения длины газохода, под которым понимается длина резонаторной трубы с камерой сгорания. Длина впускных патрубков на резонансную частоту не влияла. Также изменяли объем камеры сгорания (представляющей собой в данном случае со-пряженный объем в пределах 500 см³) за счет изменения ее диаметра. Влияние этого фактора тоже оказалось несущественным. Таким образом, частота акустического резонанса двигателя зависела только от длины газохода.

Прежде чем описывать процедуру численного эксперимента и его особенности, необходимо определить суть задачи и степень ее разрешимости. Так как целью численного эксперимента является установление степени влияния скорости горения топлива на удельные показатели двигателя, прямое решение такой задачи, вероятно, невозможно из-за отсутствия механизма акустической обратной связи, за счет которой реализуется процесс пульсирующего горения.

Развитие процесса пульсирующего горения представлено на характерном фрагменте осциллографммы запуска бесклапанного двигателя (рис. 4).

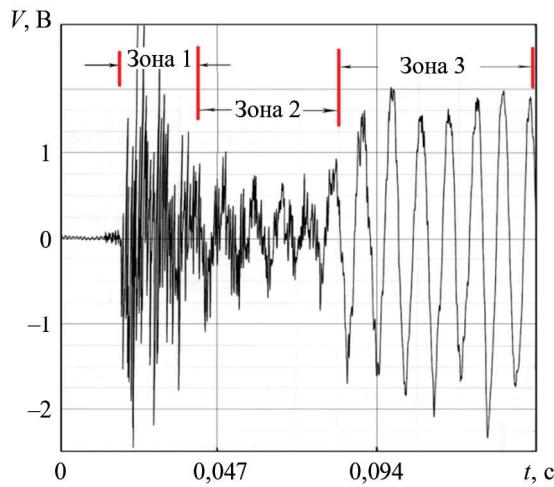


Рис. 4

Как видим (см. рис. 4), высокочастотное многоочаговое горение, наблюдаемое в зоне 1, переходит в полноценное пульсирующее горение в зоне 2 за 0,05 с. Существующие модели на базе формулы Вибе, являющейся частным случаем уравнения Аррениуса [5, 6], универсально отображающие любые физико-химические превращения, в данном случае не обеспечивают переход от многоочагового низкоамплитудного высокочастотного горения, наблюдаемого в зоне 1, к высокоамплитудному пульсирующему горению в зонах 2, 3, спровоцированному 1/4 волновым резонансом газохода (рис. 5).

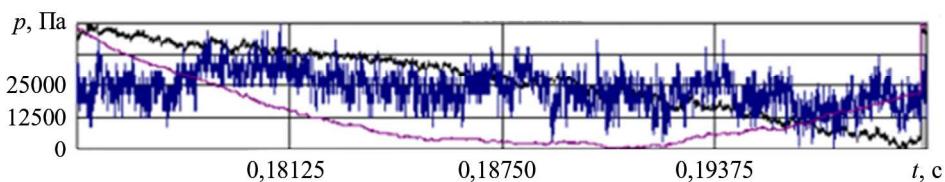


Рис. 5

По этой причине целесообразно заменить процесс горения циклическим теплоподводом в объеме камеры сгорания. Изменением длительности циклического теплоподвода фактически изменяется скорость горения топлива.

Для описания газодинамических процессов используются гипотезы об идеальном сжимаемом однокомпонентном теплопроводном газе. В этом случае движение газа описывается системой следующих уравнений движения Эйлера:

- уравнением неразрывности

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho V) = 0; \quad (1)$$

- уравнением баланса импульса

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \nabla(\rho VV) + \nabla p - \rho f = 0; \quad (2)$$

- уравнением баланса полной энергии

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla(\rho EV) + \nabla(pV) - \rho fV = 0; \quad (3)$$

- уравнениями состояния и связи внутренней и полной энергии

$$p = p(\rho, e), \quad E = \frac{VV}{2} + e, \quad e = cT, \quad (4)$$

где ρ – плотность; V – вектор скорости; p – давление; E, e – удельная полная и удельная внутренняя энергия; c – теплоемкость газа.

В качестве численного метода решения использовался метод крупных частиц Давыдова. Задача решалась в трехмерной постановке.

В расчетах скорость горения моделировалась длительностью импульса теплоподвода, при этом объем подводимого тепла сохранялся на одном уровне, обеспечивающем максимальную температуру цикла в 2200 К. Закон теплоподвода был близок к синусоидальному, и его длительность относительно длительности пульсационного цикла в расчетах составляла от 0,125 и менее до 1,0. Частота рабочего процесса реального двигателя составляла (см. рис. 1) 140 Гц, соответственно, длительность пульсационного цикла – 1/140 с.

Схематично циклы теплоподвода изображены на рис. 6, обозначены цифрами 1–5 по мере увеличения длительности теплоподвода за время одного пульсационного цикла t . Здесь самой высокой скорости горения топлива соответствует коэффициент $k = 0,125$ (рис. 6, позиция 1). Это значит, что сгорание топлива происходит за $t = 1/8$, т. е. за 0,0009 с. В работах 1950–60-х гг. предлагалось за определяющий параметр при расчете скорости горения брать радиус камеры сгорания. Исходя из этого, скорость горения – 78 м/с. Если использовать коэффициент $k = 0,25$, то скорость горения составит 39 м/с. Это вполне реальные скорости горения, есть сведения, что в разное время и исследованиях она составляла примерно 50 м/с.

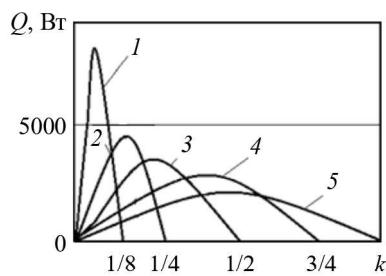


Рис. 6

Согласно расчетам изменение длительности цикла подвода тепла вызвало существенные изменения в рабочем процессе. Как видно из графиков (рис. 7), переход от цикла с длительностью цикла подвода тепла $k = 0,125$ (рис. 7, позиция 1) к циклу с длительностью теплоподвода $k = 0,25$ (рис. 7, позиция 2) приводит к значительному росту амплитуды пульсаций реактивной тяги. С коэффициентом $k = 0,5$ (рис. 7, позиция 3) амплитуда уменьшается, и при $k = 0,75$ и $k = 1$ происходит значительное уменьшение объема цикловой продувки, что в случае реального двигателя означает прекращение работы. То же происходит и при уменьшении длительности цикла подвода тепла менее $k = 0,125$.

Кривая изменения средней тяги от длительности импульса подвода тепла приведена на рис. 8. Максимальная тяга достигается в том случае, когда время теплоподвода соответствует $k = 0,25$.

Полученные результаты позволяют пересмотреть сложившиеся представления о рабочем процессе и понять, что принцип работы данного двигателя волновой, в связи с чем он подчиняется закономерностям, следующим из теории устойчивости Релея. Обратившись к графическому представлению теории устойчивости Релея (рис. 9), можно объяснить суть процесса [7]: в колебательной системе возмущающее

воздействие должно прикладываться в первой четверти колебательного цикла ($k = 0,25$), в этом случае происходит развитие и усиление колебательного процесса, во всех остальных случаях система либо невосприимчива к возмущениям, либо колебательный процесс затухает.

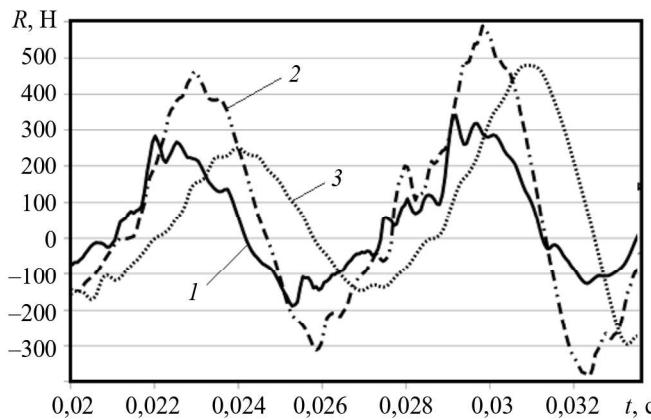


Рис. 7

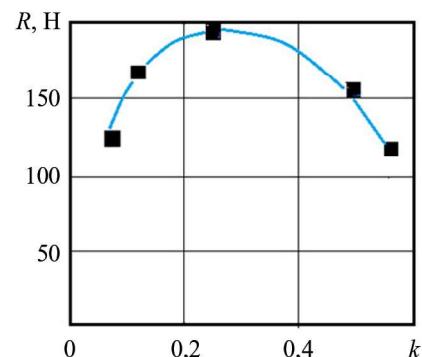


Рис. 8

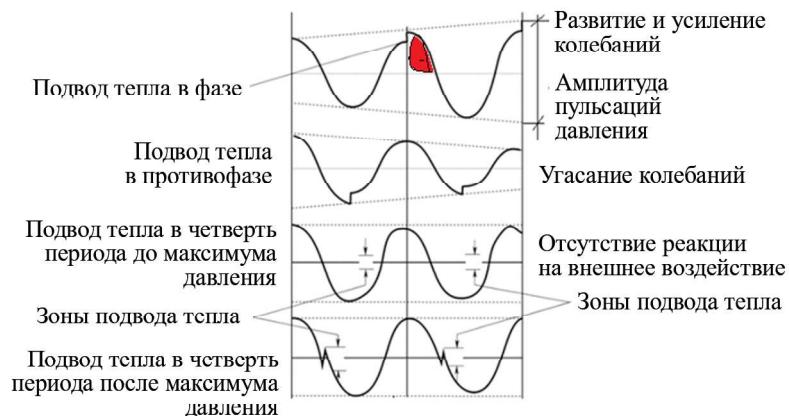


Рис. 9

Таким образом, коэффициент $k = 0,25$ соответствует подводу тепла или возмущающего воздействия в первой четверти колебательного периода, что оказывает наиболее сильное влияние на колебательный процесс. Увеличение скорости горения приводит к сокращению времени возмущающего воздействия и ослабеванию колебательного процесса.

Согласно полученным данным достижение максимальной тяги возможно только при согласовании скорости горения с длительностью пульсационного цикла.

Исследуем конструкцию рассматриваемого двигателя. Как показали акустические испытания, длина впускных патрубков и объем камеры сгорания практически не оказывают влияния на частоту акустического резонанса. Возникает вопрос, за счет какого механизма у двигателей с разной длиной впускных патрубков различные дроссельные характеристики и тяга.

Выделим несколько факторов, влияющих на протекание рабочего процесса. Первый – длительность цикла подвода тепла или скорость горения; второй – фаза подачи топливовоздушной смеси в камеру сгорания относительно пика температуры в камере сгорания, определяемого в данном случае возвратным течением из резонаторной трубы. Третий фактор – скорость, с которой воздух поступает в камеру сгорания, что существенно влияет на скорость горения.

Согласно результатам численных расчетов выявлено заметное влияние геометрии двигателя. Так, увеличение длины впускного патрубка приводит к уменьшению выброса газа через него и, соответственно, возрастанию доли газа, выбрасываемого через резонаторную трубу, и наоборот. Характерной особенностью является то, что длительность фазы выброса газа через впускной патрубок не изменяется, а изменяется амплитуда пульсаций скорости.

Таким образом, увеличение длины впускного патрубка в рассматриваемом диапазоне приводит к перераспределению долей газа, выбрасываемого через него и резонаторную трубу. В случае укорачивания впускного патрубка происходит существенное увеличение скорости втекания воздуха в камеру сгорания, сопровождающееся возрастанием объемного наполнения, а с ростом скорости течения возрастает и скорость последующего горения [8] в камере сгорания. Одновременно происходит увеличение скорости втекания в камеру сгорания продуктов сгорания из резонаторной трубы. Процесс этот протекает неравномерно. Так, изменение длины впускного патрубка с 210 до 170 мм, т. е. укорачивание примерно на 20 %, приводит к увеличению пика скорости втекания продуктов сгорания в камеру сгорания примерно в два раза. В диапазоне 250...210 мм укорачивание впускного патрубка увеличивает скорость втекания только на 50 %. Существенного изменения длительности цикла при этом не наблюдается.

Надо полагать, что последовательное уменьшение длины впускного патрубка будет все больше увеличивать цикловую продувку камеры сгорания. В работающем двигателе это будет происходить до тех пор, пока не нарушится тепловой баланс автоколебательного процесса, т. е. до того момента, когда для вновь поступившей топливовоздушной смеси не хватит тепла остаточных газов для быстрого разогрева ее до температуры самовоспламенения.

Таким образом, укорачивание впускных патрубков приводит к увеличению скорости втекания топливовоздушной смеси в камеру сгорания и, соответственно, к росту скорости горения. Этот процесс наглядно представлен на дроссельной характеристике двигателя [9] с цилиндрической трубой $L_{\text{ц}} = 270$ мм, расположенной перед растробом резонатора (рис. 10). Здесь и далее длина впускных патрубков обозначена как $L_{\text{кл}}$.

Однако небольшое конструктивное изменение – увеличение длины цилиндрической части резонаторной трубы до $L_{\text{ц}} = 310$ мм – вызывает обратный эффект. Если укоротить впускные патрубки, тяга падает. Возможно, увеличение длины $L_{\text{ц}}$ привело к интенсификации продувки, возросла скорость втекания струй в камеру сгорания и одновременно увеличилась скорость горения. Продолжительность горения стала менее четверти периода пульсационного цикла, и тяга уменьшилась. Увеличение длины впускных патрубков приводит к уменьшению скорости течения в них и, соответственно, к снижению скорости горения и увеличению длительности теплоподвода.

Дроссельная характеристика двигателей такого конструктивного исполнения представлена на рис. 11.

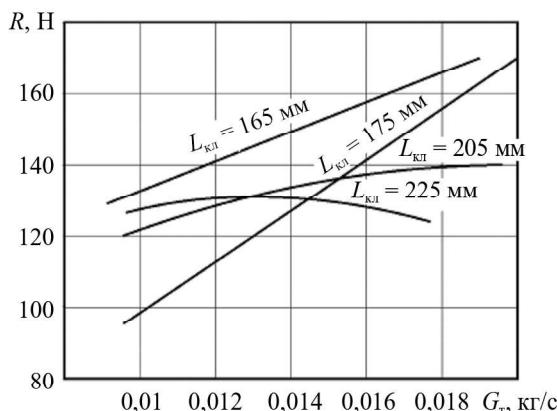


Рис. 10

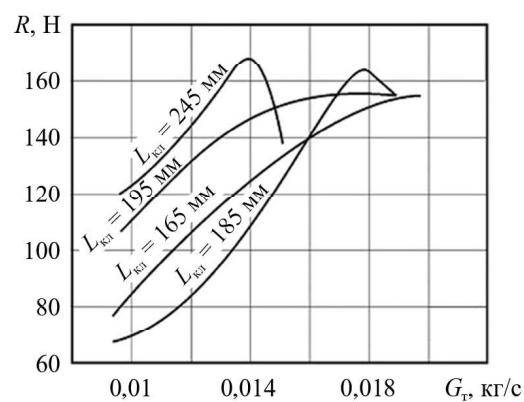


Рис. 11

Таким образом, согласно результатам проведенного исследования с увеличением скорости горения добиться существенного улучшения удельных показателей в данном типе двигателей невозможно. Ограничение заложено в самом принципе их работы – волновом, на базе акустической обратной связи, при котором длительность процесса горения должна укладываться в четверть пульсационного цикла. Однако есть другой тип пульсирующих двигателей [10], с тремя одновременными механизмами обратной связи, два из которых не связаны с акустическим резонансом, что делает возможным частичное форсирование двигателя за счет увеличения скорости горения топлива.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Импульсный реактивный двигатель как будущее ВВС США [Электронный ресурс]. URL: https://vpk.name/news/521141_impulsnyi_reaktivnyi_dvigatel_kak_budushee_vvs_ssh.html (дата обращения: 30.07.2022).
2. Мигалин К.В., Сиденко К.А. Форсирование процесса горения в эжекторном двухконтурном пульсирующем воздушно-реактивном двигателе // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 1. С. 152–157.
3. Мигалин К.В., Бойчук И.П., Сиденко К.А. Прецессия внутренней отрывной зоны как источник инициирования детонационного или квазидетонационного горения в пульсирующем эжекторном воздушно-реактивном двигателе // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 3. С. 113–118.
4. Северянин В.С. Физика устройств пульсирующего горения // Вестник Брестского государственного технического университета. Водохозяйственное строительство, теплоэнергетика и геоэкология. 2015. № 2. С. 43–46.
5. Амброжевич А.В., Ларьков С.Н., Мигалин К.В. Технология численных исследований рабочих процессов транспортных систем с бесклапанными пульсирующими воздушно-реактивными двигателями // Авиационно-космическая техника и технология. 2010. № 4 (71). С. 67–74
6. Амброжевич А.В., Ларьков С.Н., Мигалин К.В. Модель многорежимного горения в тепловых машинах // Авиационно-космическая техника и технология. 2010. № 5 (72). С. 50–58.
7. Маркштейн Дж.Г., Патнэм А.А. Нестационарное распространение пламени. М.: Мир, 1968. 437 с.
8. Соколик А.С. Самовоспламенение, пламя и детонация в газах. М.: АН СССР, 1960. 427 с.
9. Побежимов В.Н. Создание ряда бесклапанных пульсирующих воздушно-реактивных двигателей для беспилотных летательных аппаратов и исследование рабочего процесса и характеристик: Автореф. дис. канд. техн. наук. Казань, 2005. 26 с.
10. Мигалин К.В., Сиденко К.А., Мигалин К.К. Эжекторные двухконтурные пульсирующие воздушно-реактивные двигатели для около- и сверхзвуковых скоростей полета. Тольятти: Спект, 2021. 150 с.

Поступила в редакцию 30.08.22
После доработки 8.09.22
Принята к публикации 8.09.22

On the Effect of Internal Aerodynamics and Fuel Combustion Rate on the Thrust of a Valveless Pulsejet Engine

K.V. MIGALIN¹, D.A. CHARNTSEV¹, AND K.A. SIDENKO²

¹ Rotor RPC Ltd, Togliatti

² TSU, Togliatti

The paper presents the results of an experimental and numerical study of the operating process of a valveless pulsating airbreathing jet engine. The possibility of boosting the engine by changing the internal aerodynamics and accelerating the combustion process is discussed. The results are compared to the Rayleigh stability theory and an assumption is made about the feasibility of matching the combustion rate with the gas exchange wave process.

Valveless pulsating airbreathing jet engine, fuel combustion rate, Rayleigh stability theory, acoustic studies