

УДК 621.45.026

ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИНИЦИАТОРА ДЕТОНАЦИИ ДЛЯ ЗАПУСКА КАМЕР СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

К. М. АХМЕТГАЛЕЕВ¹, Т. В. ГРАСЬКО², С. М. БАРАНЦЕВ³, И. С. МОИСЕЕВА⁴

¹Ahmetgaleev.Kamil@gmail.com, ²grasko83@mail.ru, ³bars4558@mail.ru, ⁴moiseeva@mail.ru

Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия
им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (ВУНЦ ВВС «ВВА»)

Поступила в редакцию 07.03.2021

Аннотация. Статья посвящена исследованию специфики проектирования устройства розжига для камер сгорания, использующих детонацию в качестве режима горения топливно-воздушной смеси. Был проведен анализ основополагающих компонентов процесса горения (топливо и его влияния на детонацию, геометрия камеры сгорания) из различных источников, по результатам которого были выведены указания, обеспечивающие наиболее оптимальные характеристики данного устройства с учетом дальнейшей необходимости переноса процесса детонирования топливно-воздушной смеси из инициатора в основную камеру сгорания.

Ключевые слова: устройство розжига; детонация; инициатор; детонационное горение; ударные волны; топливно-воздушная смесь; ячеистая структура.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время современные авиационные воздушно-реактивные двигатели, работающие по циклу Брайтона, практически достигли своего совершенства и любые изменения, направленные на улучшение параметров ГТД, требуют существенных вложений. Модернизация существующих двигателей тесно связана с использованием дорогих жаропрочных материалов и систем охлаждения, из чего следует вывод о необходимости смены цикла работы авиационных двигателей. В 1940 г. по оценкам Я. Б. Зельдовича прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД), использующие детонационное сгорание топлива (цикл Зельдовича), должны иметь максимально возможную термодинамическую эффективность в сравнении с другими существующими циклами (цикл Брайтона, цикл Хэмфри).

Детонация (лат. *Detona* – греметь) – это гидродинамический волновой процесс распространения по веществу зоны экзотерми-

ческой реакции со сверхзвуковой скоростью. Детонационная волна представляет собой самоподдерживающийся ударный разрыв (или головную ударную волну), за фронтом которого непрерывно инициируется химическая реакция в следствии нагрева при адиабатическом сжатии [1]. Данный режим горения долгое время не рассматривался в качестве серьезной альтернативы дефлаграционному (обычному дозвуковому) горению по причине высокой сложности его инициации и разрушительности при неконтролируемом горении (долгое время детонация рассматривалась исключительно как нежелательное явление, которое приводит к быстрому износу элементов двигателей внутреннего сгорания). Но последние работы [2, 3] демонстрируют серьезный прогресс в области изучения детонации. А работы [4, 5] показывают высокую степень готовности практического и полноценного использования детонации в качестве альтернативы дефлаграции.

Несмотря на весомый прогресс в изучении процесса детонации, существуют нерешенные задачи, препятствующие практическому и повсеместному использованию данного явления и требующие к себе особого внимания. Одной из таких задач является создание инициатора с минимальным расстоянием перехода процесса горения в детонацию (ПГД). При этом инициатор должен обеспечить создание самоподдерживающейся детонационной волны. То есть установившейся волны, не нуждающейся в дополнительном подводе энергии для поддержания собственной детонации.

Создание успешного инициатора ПГД зависит от рабочих условий, обеспеченных ему при создании детонационной камеры сгорания (топливно-воздушной смеси (ТВС), давления и температуры в камере сгорания). Остановимся на каждом из этих пунктов поподробнее.

ТОПЛИВНО-ВОЗДУШНАЯ СМЕСЬ

Топливо-воздушная смесь является одной из основных преград на пути к созданию полноценных авиационных двигателей, работающих по циклу Зельдовича (цикл с использованием детонации). Так, для первого в мире успешного ПГД смеси авиационного керосина ТС-1 и воздуха, было выполнено его предварительное микрораспыление (пневматическая форсунка обеспечивала распыл на капли диаметром от 5 до 10 мкм) с дальнейшим испарением для достижения появления многокомпонентной гетерогенной смеси, состоящей из воздуха, паров керосина, капель керосина от пневматической форсунки и тумана – конденсата испаренного керосина. Помимо предварительной подготовки данной ТВС, были выполнены мероприятия по профилированию тракта инициатора. При всех данных мероприятиях коллективом авторов было получено успешное ПГД при длине инициатора

в 2,5 метра [6]. Для успешного внедрения инициатора детонации в конструкции существующих газотурбинных двигателей необходимо достижение размеров, меньших минимум на порядок. Также, создание новых тяжелых (пригодных для использования в пилотируемой авиации) прямооточных импульсных детонационных двигателей будет затруднено особыми требованиями к профилированию тракта для создания благоприятных условий для детонирования ТВС.

Таким образом, несмотря на успешность и стабильность получения детонационной волны с использованием керосина ТС-1, говорить о серьезном прорыве в области авиационного двигателестроения еще невозможно.

Помимо использования классических авиационных топлив (ТС-1, JP-8, Т-2, JP-4) на данный момент существуют наработки по возможности использования альтернативных видов топлив в детонационных двигателях. Так, в статье [7] было выполнено ранжирование различных видов газовых топливно-воздушных смесей по их детонационной способности (по времени совершения ПГД) при одинаковых условиях в эталонной импульсно-детонационной трубе. В эксперименте использовались следующие виды альтернативных топлив: на основе водорода (H_2), ацетилен (C_2H_2), этилена (C_2H_4), пропилена (C_3H_6), н-пентана (C_5H_{12}), пропан-бутана ($C_3H_8 + C_4H_{10}$), и природного газа (CH_4). Детонационные способности данных видов топлив уменьшаются в порядке их перечисления выше (наиболее детонирующее топливо – водород, наименее детонирующее – природный газ). Данные виды топлив практически полностью повторяют ранжирования по среднему размеру ячейки многофронтной детонации (рис. 1) (за исключением более высокой детонационной способности н-пентана относительно смеси пропана и бутана, что автор отмечает в статье).

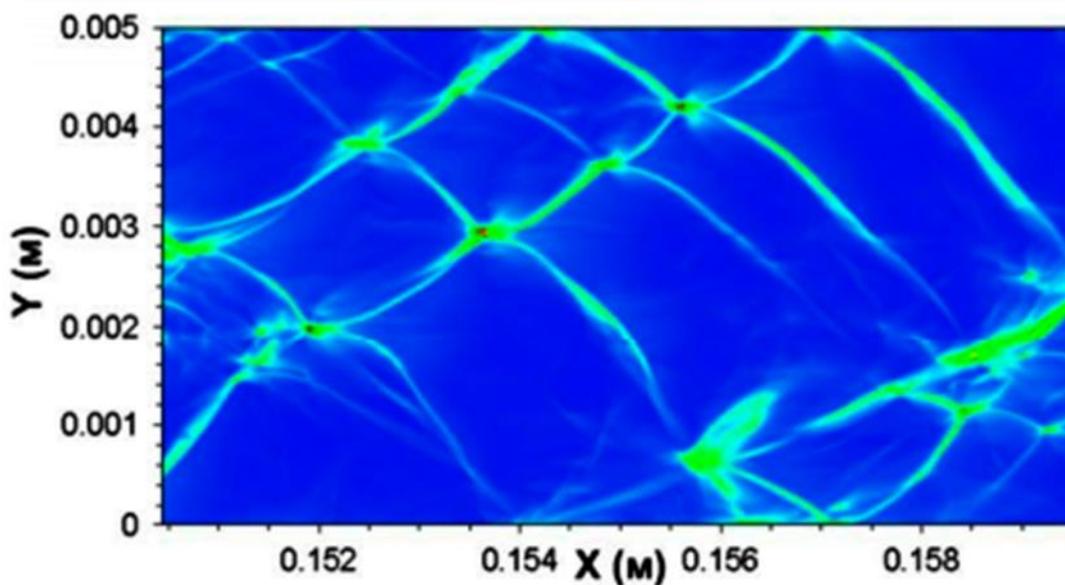


Рис. 1. Ячеистая структура детонационной волны

Стоит обратить внимание на одну общую черту дефлаграции и детонации. Детонационная способность топливно-воздушных смесей имеет свои концентрационные пределы, при пересечении которых детонация становится неосуществимой. Существует интересная особенность, которая присутствует у детонационных концентрационных пределов. Взрывные пределы можно расширять при помощи геометрического профилирования стенок труб, в которых должна происходить детонация. Так, при использовании рабочего тела в виде смеси C_6H_6 (воздух в гладких трубах) ПГД осуществляться не будет. Но при использовании данной смеси в шероховатых трубах будет возможным обеспечить переход горения в детонацию. При достижении нижнего концентрационного предела детонация распространяется со скоростью, меньшей скорости Чепмена – Жуге на 5–6 % в режиме спиновой детонации [7].

Топливные смеси на основе водорода и ацетилена более предрасположены к совершению ПГД, что делает их наиболее лучшими вариантами альтернативных топлив для детонационных камер сгорания на данный момент.

ГЕОМЕТРИЯ ТРАКТА ИНИЦИАТОРА

Весомую роль в инициации детонации играет профилирование геометрии трубок – инициатора. Процесс перехода горения в

детонацию способен возникнуть и в совершенно гладких трубах, но произойдет это явление на недопустимо больших расстояниях. Заметим, что размеры эталонной импульсной детонационной трубы, в которой происходил процесс ранжирования топлив, а также использовались мероприятия по сокращению расстояния и времени ПГД, имеет длину 5 метров. Импульсно-детонационные двигатели, использовавшиеся в [4] имели длину 3 метра и также имели особое внутреннее профилирование. Таким образом, внутреннее профилирование является жизненно необходимым устройством преддетонатора, без которого осуществление ПГД на основе не конденсированных сред или сторонних механизмов невозможно.

Как описывалось ранее, процесс перехода горения в детонацию (ПГД) в шероховатых трубках происходит намного быстрее, чем в трубках с гладкими стенками. Такое явление было обнаружено еще в опытах Лафита (1923 г.), когда было произведено умышленное приклеивание частиц песка на внутреннюю поверхность экспериментальной трубы, что благоприятно повлияло на ПГД. При этом сам процесс детонирования протекает в гладких и шероховатых трубах отлично друг от друга. Так, в гладких трубах скорость детонирования может быть немного меньшей, чем термодинамическая скорость [8]:

$$D = \sqrt{2(k^2 - 1)Q}, \quad (1)$$

где D – скорость детонации топливно-воздушной смеси; k – показатель адиабаты; Q – энергия, выделяемая на единицу массы прореагировавшего вещества. Тогда как, в шероховатых трубах в зависимости от уровня шероховатости можно добиться скоростей детонирования от термодинамической (скорости детонирования в гладких трубах) до половины термодинамической. Падение скорости возрастает с увеличением шероховатостей на поверхности детонационной трубки. Объяснение данному явлению было дано К. И. Щелкиным в [9]. Ускорение процесса воспламенения можно обеспечить, создавая условия для турбулирования потока сгоревшего газа. Вычисления авторов показывают, что процессу ПГД предшествует турбулирование несгоревшей горючей смеси. Медленное горение при движении по топливно-воздушному потоку турбулирует поток свежей смеси перед фронтом пламени. Подобная турбулизация потока приводит к ускорению процесса воспламенения свежей ТВС, что приводит к еще большему увеличению числа Рейнольдса перед фронтом пламени. Получившийся цикл приводит к прогрессивному ускорению пламени вплоть до перехода к детонированию горючего. Таким образом, для ускорения совершения ПГД необходимо обеспечить профилирование стенок, благоприятствующих процессу вихреобразования ТВС.

Помимо профилирования стенок с целью вихреобразования потока, существует и иная причина осуществления специального профилирования. В статье [3] сделан вывод о том, что вместо принудительного зажигания ТВС последовательно бегущим импульсом зажигания можно использовать особое профилирование, при котором отраженная от регулярного препятствия правильно сфокусированная ударная волна способна инициировать розжиг топливно-воздушной смеси.

То есть, автор предлагает использовать на заключительной стадии инициации детонации вместо принудительного розжига особое профилирование стенок с целью фокусировки ударной волны в одной точке, что приведет к принудительному розжигу (рис. 2).

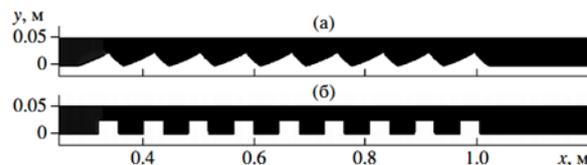


Рис. 2. Профилирование стенок трубки инициатора: *а* – профилирование из двух пересекающихся парабол с целью турбулизации ТВС и фокусировки отраженных ударных волн (метод Фролова); *б* – прямоугольное профилирование с целью турбулизации ТВС

Наиболее важным для ПГД является передний участок трубы-инициатора. Так как именно в этой части располагаются источники воспламенения и топливные форсунки, т.е. факторы, имеющие наибольшее влияние на детонирование горючего. Интересно, что в опытах Щелкина расположение спирали вблизи точки зажигания ТВС действует относительно сильнее, чем расположение на определенном расстоянии на процесс перехода [9]. Расположение точки розжига топливно-воздушной смеси в инициаторе имеет особое значение (рис. 3).

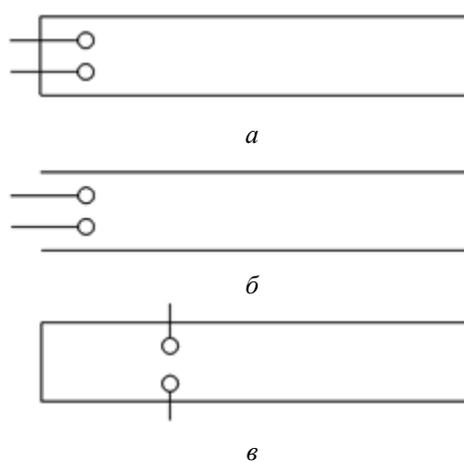


Рис. 3. Методы расположения точек розжига топливно-воздушной смеси в трубке инициатора: *а* – зажигание ТВС у закрытого конца; *б* – зажигание ТВС у открытого конца; *в* – зажигание ТВС в отдалении от торца

Свечу необходимо располагать в отдалении от закрытого переднего края инициатора. В этом случае реакция распространяется во все стороны (вправо и влево от источника зажигания для трубки), а это, в свою очередь, удваивает количество смеси, сгорающей в единицу времени, а следовательно, удваивается и скорость движения газа, вызванного горением (в частности расширением сгоревшего газа).

Зажигание ТВС у открытого конца затрудняет детонирование, так как пламя с равной скоростью горения вызывает в этом случае более слабое движение газа по трубе из-за присутствия в ней шероховатостей. По причине этих шероховатостей продукты сгорания вместе с локальными очагами воспламенения будут вытекать в большей степени в открытое пространство, а не в трубу.

Еще одним важным геометрическим ограничением является относительное удлинение трубки инициатора. Процесс перехода горения в детонирование зависит от калибра трубы (отношение длинных и диаметральных характеристик трубы). Расстояние от места зажигания до места появления волны детонации возрастает с увеличением диаметра трубы. Это расстояние того же порядка (40–50 диаметров трубы), что и длина участка стабилизации потока при стационарном движении пламени в трубе, т.е. того участка, который газ должен пройти для того, чтобы поток стал турбулентным во всем сечении трубы и перестроился профиль потока [8]. Получение детонации в трубе калибром соотношением в 4 диаметра было впервые получено в 2017 г. сотрудниками института химической физики РАН [2]. Для этого была организована сверхзвуковая высоконапорная подача (от 25 до 150 атмосфер) окислителя и топлива (природный газ – метан) в гладкой трубе. При этом турбулизация потока осуществлялась непосредственно при помощи высокоскоростной раздельной перекрестной подачи компонентов топлива. ПГД в этом опыте было организовано за счет турбулизации топлива высоконапорным и перекрестным истечением.

ПЕРЕНОС ДЕТОНИРОВАНИЯ В КАМЕРУ СГОРАНИЯ

В случае успешного осуществления стабильного ПГД в трубке инициатора необходимо обеспечить правильный вывод волны детонации в пространство основной камеры сгорания (ОКС). Выход детонационной волны из узкого канала с плоским сечением в широкий сопровождается разделением поперечных волн разных направлений [10].

Важным условием вывода детонации в ОКС является соблюдение неравенства:

$$\frac{b}{a} > \left(\frac{b}{a}\right)_{\min}, \quad (2)$$

где b – ширина канала вывода детонации из инициатора; a – среднее расстояние между поперечными волнами одного направления. В случае несоблюдения данного неравенства и если поперечные волны детонации, расходясь в стороны, не встречаются достаточно близко стенок, то детонация затухает. В случае же соблюдения данного условия, после выхода в расширение детонационная волна превращается в расходящуюся цилиндрическую волну. При плоском сечении канала инициатора детонации, условия выхода детонирования в ОКС:

$$\left(\frac{b}{a}\right)_{\min} \cong 10. \quad (3)$$

С. М. Когарко, Н. Н. Симонов и Я. Б. Зельдович установили, что минимальный диаметр трубки d_{\min} , необходимый для выхода сферической волны детонации из инициатора в ОКС, связан соотношением с эффективной толщиной детонационного фронта в трубке:

$$\frac{d_{\min}}{L} = \text{const} \cong 15, \quad (4)$$

$$L = \frac{ID\rho_0}{\rho_1\rho_1}, \quad (5)$$

где I – экспериментально определяемый импульс волны; D – скорость детонационной волны; ρ_1 – давление за фронтом детонационной волны; ρ_0 – плотность перед детонационной волной. ρ_1 – плотность за детонационной волной [11].

Сравнивая величины d_{\min} и L , измеренные Когарко и др., с размерами ячеек (рис. 1) во фронте детонации для различных смесей (табл. 1), видно, что в пределах точности измерений отношения (6) и (7) одинаковы для разных смесей:

$$\frac{d_{\min}}{a} \approx 12, \quad (6)$$

$$\frac{L}{a} \approx 0,8. \quad (7)$$

Таблица 1

Размеры ячеек во фронте детонации в некоторых смесях

Состав смеси	d_{min} , мм	L , мм	a , мм	$\frac{d_{min}}{a}$	$\frac{L}{a}$
$C_2H_2 + 2,5O_2$	2,5	0,16	0,2	12,5	0,8
$C_2H_2 + 2,5O_2 + 1,25O_2$	5,5	–	0,5	11,0	–
$C_2H_2 + 2,5O_2 + 2,5O_2$	12,5	0,77	1,0	12,5	0,77
$2H_2 + O_2$	19	1,25	1,6	11,9	0,79
$CH_4 + 2O_2$	32	–	3,2	10,0	–

Однако, необходимо соблюдать осторожность с утверждением о соразмерности размеров ячеек детонационной структуры для различных смесей. Так как выводы, сделанные Когарко и др., не совсем соответствуют утверждениям, озвученным в статье [7]. Вероятно, причина данных противоречий заключается в использовании в [7] современного оборудования, недоступного по понятным причинам коллективу авторов (С. М. Когарко, Н. Н. Симонов и Я. Б. Зельдович) в 1956 г.

Для перехода детонации в ОКС из трубки инициатора вне зависимости от формы сечения необходимо, чтобы в сечении этого канала укладывалось некоторое минимальное число ячеек, а эффективная толщина детонационной волны оказалась пропорциональной среднему размеру ячеек [11].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной статье были изучены проблемы проектирования инициатора детонации для запуска камер сгорания авиационных детонационных двигателей, которые можно систематизировать следующим образом:

– выбор топлива и его подготовка: необходимость использования топлива с максимально высокой детонационной способностью, формирование гомогенной топливно-воздушной смеси;

– особенности связанные с геометрией тракта инициатора: важность особого профилирования стенок тракта для максимальной турбулизации потока (с целью ускорения процессов воспламенения ТВС), профилирование стенок инициатора для

формирования ударной волны, провоцирующей создание детонационной волны, необходимость в серьезном относительном удлинении тракта инициатора;

– вопросы, связанные с переносом детонации в объем основной (форсажной) камеры сгорания: необходимость обеспечения достаточной ширины выходного канала инициатора (важно обеспечить размещение некоторого минимального количества ячеек детонационной волны в канале инициатора и создать условия для пропорциональности эффективной толщины волны среднему размеру этих ячеек).

Решение данных проблем позволит создать эффективное средство инициации детонации для запуска процесса детонации в камере сгорания авиационных двигателей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Семенов И. В., Уткин П. С. Численное моделирование детонационных процессов в газах. Научно-образовательный курс. М.: Институт автоматизации проектирования РАН, 2011. 68 с. [I. V. Semenov, P. S. Utkin, *Numerical modeling of detonation processes in gases. Scientific and educational course*, (in Russian). Moscow: Institut avtomatizacii projektirovaniya RAN, 2011.]
2. Переход горения в детонацию в перекрестных высокоскоростных струях топливных компонентов / С. М. Фролов [и др.] // Доклады академии наук. 2017. Т. 476, № 1. С. 59–62. [S. M. Frolov, et al., "Combustion-to-detonation transition in cross-high-speed jets of fuel components", (in Russian), in *Doklady akademii nauk*, vol. 476, no. 1, pp. 59–62, 2017.]
3. Сокращение длины и времени перехода горения в детонацию в трубе с профилированными регулярными препятствиями / С. М. Фролов [и др.] // Доклады академии наук. 2007. Т. 415, № 4. С. 1–5. [S. M. Frolov, et al., "Reducing the length and time of transition of combustion to detonation in a pipe with profiled regular obstacles", (in Russian), in *Doklady akademii nauk*, vol. 415, no. 4, pp. 1-5, 2007.]

4. **Бросковые** испытания беспилотного летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным импульсно-детонационным двигателем / С. М. Фролов [и др.] // Горение и взрыв. 2019. Т. 12, № 1. С. 63–72. [S. M. Frolov, *et al.*, "Throw tests of an unmanned aerial vehicle with a ramjet impulse detonation engine", (in Russian), in *Gorenie i vzryv*, vol. 12, no. 1, pp. 63-72, 2019.]

5. **Огневые** испытания ракетного двигателя с непрерывно-детонационным горением топливной пары «природный газ – кислород» / С. М. Фролов [и др.] // Горение и взрыв. 2017. Т. 10, № 4. С. 23–29. [S. M. Frolov, *et al.*, "Fire tests of a rocket engine with continuous-detonation combustion of a fuel pair "natural gas - oxygen"", (in Russian), in *Gorenie i vzryv*, vol. 10, no. 4, pp. 23-29, 2017.]

6. **Фролов С. М., Аксёнов В. С.** Переход горения в детонацию в керосино-воздушной смеси // Доклады академии наук. 2007. Т. 416, № 3. С. 356–359. [S. M. Frolov, V. S. Aksenov, "Combustion transition into detonation in a kerosene-air mixture", (in Russian), in *Doklady akademii nauk*, vol. 416, no. 3, pp. 356-359, 2007.]

7. **Ранжирование** газовых топливно-воздушных смесей по их детонационной способности с помощью эталонной импульсно-детонационной трубы / С. М. Фролов [и др.] // Горение и взрыв. 2019. Т. 12, № 3. С. 78–90. [S. M. Frolov, *et al.*, "Ranking of gaseous fuel-air mixtures according to their detonation ability using a standard impulse-detonation tube", (in Russian), in *Gorenie i vzryv*, vol. 12, no. 3, pp. 78-90, 2019.]

8. **Зельдович Я. Б., Компанец А. С.** Теория детонации. Быстрое горение и спиновая детонация газов / под ред. Н. С. Шустов. М.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1955. 268 с. [Ya. B. Zeldovich, A. S. Kompaneets, *The theory of detonation. Rapid combustion and spin detonation of gases*, (in Russian). N. S. Shustov (ed.). Moscow: Gosudarstvennoe izdatel'stvo tekhniko-teoreticheskoy literatury, 1955.]

9. **Щёлкин К. И.** Быстрое горение и спиновая детонация газов / под ред. акад. Н. Н. Семенова. М.: Военное издательство Министерства Вооруженных Сил Союза ССР, 1949. 167 с. [K. I. Shchelkin, *Rapid combustion and spin detonation of gases*, (in Russian). N. N. Semenova (ed.). Moscow: Voennoe izdatel'stvo Ministerstva Vooruzhennyh Sil Soyuza SSR, 1949.]

10. **Войцеховский Б. В., Митрофанов В. В., Топчиан М. Е.** Структура фронта детонации в газах. Новосибирск: Издательство Сибирского отделения академии наук СССР, 1963. 168 с. [B. V. Voitsekhovskiy, V. V. Mitrofanov, M. Ye. Topchiyan, *The structure of the detonation front in gases*, (in Russian). Novosibirsk: Izdatel'stvo Sibirskogo otdeleniya akademii nauk SSSR, 1963.]

11. **Зельдович Я. Б., Когарко С. М., Симонов Н. Н.** Экспериментальное исследование сферической газовой детонации // Журнал технической физики. 1956. Т. 26, № 8. С. 1744–1768. [Ya. B. Zel'dovich, S. M. Kogarko, N. N. Simonov, "Experimental study of spherical gas detonation", (in Russian), in *Zhurnal tekhnicheskoy fiziki*, vol. 26, no. 8, pp. 1744-1768, 1956.]

ОБ АВТОРАХ

АХМЕТГАЛЕЕВ Камил Мансурович, ст. оператор науч. роты Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина».

ГРАСЬКО Тарас Васильевич, канд. техн. наук, доц. Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина».

БАРАНЦЕВ Сергей Михайлович, канд. техн. наук, доц. Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина».

МОИСЕЕВА Ирина Станиславовна, канд. техн. наук, доц. Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина».

METADATA

Title: Design problems of a detonation initiator for starting combustion chambers of aircraft detonation engines.

Authors: K. M. Akhmetgaleev¹, T. V. Gras'ko², S. M. Barantsev³, I. S. Moiseeva⁴

Affiliation:

Military Educational Scientific Center Air Force «Military Academy named after prof. N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin», Voronezh, Russia.

Email: ¹Akhmetgaleev.Kamil@mail.ru, ²grasko83@mail.ru, ³bars4558@mail.ru, ⁴moiseeva@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 25, no. 1 (91), pp. 15-21, 2021. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article is devoted to the study of the specifics of designing an ignition device for combustion chambers using detonation as the combustion mode of the fuel-air mixture. An analysis of various sources was carried out, according to the results of which instructions were derived to provide the most optimal characteristics of this device.

Key words: ignition device; detonation; initiator; detonation combustion; shock waves; fuel-air mixture; cellular structure.

About authors:

AKHMETGALEEV, Kamil' Mansurovich, Sci. troop senior operator of Military Educational Scientific Center Air Force «Military Academy named after prof. N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin», Voronezh, Russia.

GRAS'KO, Taras Vasilevich, Cand. of Tech. Sci., docent of Aviation Engines of Military Educational Scientific Center Air Force «Military Academy named after prof. N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin», Voronezh, Russia.

BARANTSEV, Sergey Mihaylovich, Cand. of Tech. Sci., docent of Aviation Engines of Military Educational Scientific Center Air Force «Military Academy named after prof. N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin», Voronezh, Russia.

MOISEEVA, Irina Stanislavovna, Cand. of Tech. Sci., docent of Aviation Engines of Military Educational Scientific Center Air Force «Military Academy named after prof. N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin», Voronezh, Russia.