

ISSN 1561-8358 (Print)

ISSN 2524-244X (Online)

УДК 629.7.028.6

<https://doi.org/10.29235/1561-8358-2020-65-3-357-364>

Поступила в редакцию 05.02.2020

Received 05.02.2020

С. С. Тихончик¹, Н. И. Пучко²¹ОАО «Авиакомпания «Белавиа»», Минск, Республика Беларусь²Белорусская государственная академия авиации, Минск, Республика Беларусь

НИЗКОДАВЛЯЮЩАЯ ФОРСУНКА С АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ РАСПЫЛОМ ТОПЛИВА

Аннотация. Проведено исследование с построением модели низконапорной форсунки с аэродинамическим распылом топлива, которое раскрывает преимущества форсунок такого типа. С целью сокращения времени на стадии разработки и проведения расчетов применялись современные системы автоматизированного проектирования. Исследования проведены в модуле Flow Simulation программного комплекса SolidWorks, позволяющем рассчитать и построить модель внутреннего обтекания форсунки по уже известным параметрам. Предполагаемая конструкция форсунки подвергалась воздействию условий, соответствующих реальным параметрам. Эти условия задавались через панель граничных условий программы: секундный расход топлива; скорость воздушного потока на входе в форсунку; статическое давление в камере сгорания. Расчеты, выполненные модулем, позволили оценить технологичность конструкции, а также внутренние процессы смешения топлива с воздухом. Для определения качества мелкодисперсности распыла топлива рассчитана модель поля скоростей по всему сечению форсунки, из которого видно, что максимальная скорость истечения топлива достигается в выходных каналах топливного распылителя форсунки. Полученные результаты свидетельствуют о работе принципа низконапорности с сохранением качественного распыла топлива. Применение низконапорных форсунок с аэродинамическим распылом возможно в современных газотурбинных двигателях гражданских самолетов, а также в газотурбинных установках.

Ключевые слова: двигатель, форсунка, мелкодисперсность, низконапорность, поле скоростей, смешение топлива, коллектор, расход, эмиссия

Для цитирования: Тихончик, С. С. Низконапорная форсунка с аэродинамическим распылом топлива / С. С. Тихончик, Н. И. Пучко // Вест. Нац. акад. наук Беларусі. Сер. фіз.-тэхн. навук. – 2020. – Т. 65, №3. – С. 357–364. <https://doi.org/10.29235/1561-8358-2020-65-3-357-364>

Stanislav S. Tihonchik¹, Nikolay I. Puchko²¹JSC “Belavia” – Belarusian Airlines”, Minsk, Republic of Belarus²Belarusian State Academy of Aviation, Minsk, Republic of Belarus

LOW-PRESSURE NOZZLE WITH AERODYNAMIC FUEL ATOMIZATION

Abstract. A research was carried out with the construction of a model of a low-pressure nozzle with aerodynamic fuel atomization, which shows the advantages of nozzles of this type. In order to reduce the time at the stage of development and calculations, modern computer design systems were used. The research was carried out in the Flow Simulation module of the SolidWorks software package, which allows you to calculate and build a model of the internal flow around the nozzle using already known parameters. These parameters were set through the program conditions panel: fuel consumption per second; air flow rate at the inlet to the nozzle; static pressure in the combustion chamber. The calculations performed by the module made it possible to evaluate the manufacturability of the design, as well as the internal processes of mixing fuel with air. To determine the quality of fine dispersion of the fuel atomization, a model of the velocity field was calculated over the entire section of the nozzle, from which it can be seen that the maximum flow rate of the fuel is achieved in the outlet channels of the fuel atomizer of the nozzle. The results obtained indicate the operation of the low-pressure principle while maintaining high-quality fuel atomization. The use of low-pressure nozzle with aerodynamic fuel atomization is possible in modern gas turbine engines of civil aircraft, as well as in gas turbine.

Keywords: engine, nozzle, fine dispersion, low pressure, velocity field, fuel mixing, manifold, flow rate, emission

For citation: Tihonchik S. S., Puchko N. I. Low-pressure nozzle with aerodynamic fuel atomization. *Vestsi Natsyyanal'nai akademii navuk Belarusi. Seryya fizika-technichnykh navuk = Proceedings of the National Academy of Sciences of Belarus. Physical-technical series*, 2020, vol. 65, no. 3, pp. 357–364 (in Russian). <https://doi.org/10.29235/1561-8358-2020-65-3-357-364>

Введение. Основными тенденциями и задачами в области создания перспективных газотурбинных двигателей (ГТД) летательных аппаратов всех типов являются:

создание методов и средств повышения эффективности процессов смешения и горения;

обеспечение снижения эмиссии вредных веществ за счет применения средств интенсификации процессов горения.

Для решения этих задач постоянно внедряются различные доработки и изменения в конструкции двигателей, которые улучшают топливную экономичность, сокращают вредные выбросы в атмосферу, снижают шумовое загрязнение. Прежде всего это ввод в эксплуатацию сложных цифровых систем, контролирующих топливную автоматику, установка новых типов камер сгорания, применение форсунок с аэродинамическим распылом топлива вместо двухканальных центробежных.

В камерах сгорания ГТД для распыливания топлива в основном используются двухконтурные двухсопловые центробежные форсунки высокого давления, которые работают в широком диапазоне изменения расхода топлива. Так, у воздушно-реактивного двигателя при переходе с режима максимальной тяги у земли на режим сильного дросселирования на большой высоте расход топлива уменьшается в 20–30 раз. В простой центробежной форсунке расход топлива приблизительно равен корню квадратному из перепада давления на форсунке

$$G_T = \sqrt{\Delta P_\Phi},$$

таким образом, для увеличения расхода топлива в 30 раз требуется увеличить перепад давления в 900 раз. Применяемые в настоящее время топливные насосы обеспечивают максимальное давление перед форсунками $\sim (7,5-8,0) \cdot 10^6$ Па. Оно не может быть существенно повышено без усложнения и утяжеления топливной аппаратуры и уменьшения ее надежности. Если максимальное давление подачи составляет $(7,5-8,0) \cdot 10^6$ Па, то для уменьшения расхода в 30 раз необходимо снизить давление до $(8,0-9,0) \cdot 10^3$ Па. Но при столь низком давлении топливная струя, вытекающая из форсунки, уже практически не распадается на капли, образуя пузырь. Очевидно, что простые струйные и центробежные форсунки в интервале давления $(0,3-8,0) \cdot 10^6$ Па не могут обеспечить требуемого диапазона изменения расхода топлива. Следовательно, возникает потребность в применении форсунок, у которых расход с увеличением давления подачи возрастает быстрее, чем у известных. То есть требуемый диапазон изменения расхода топлива должен достигаться в сравнительно узком интервале давлений подачи при заданном качестве распыла.

Еще одним из основных недостатков двухконтурной двухсопловой центробежной форсунки высокого давления является повышенная неравномерность подачи топлива в момент включения II контура из-за подключения форсунок к различным точкам топливного коллектора. В этот момент давление топлива во II контуре соизмеримо со статическим перепадом давлений, вызванным разностью уровней топлива в верхних и нижних форсунках, что является причиной появления повышенной неравномерности производительности. В [1] отмечено, что в двухсопловой двухконтурной форсунке обеспечивается высокое качество распыливания топлива при низких расходах благодаря большому перепаду давлений в узких тангенциальных каналах внутренней форсунки. В момент открытия клапана основного контура форсунки качество распыливания топлива ухудшается вследствие невысокого давления подачи топлива, а затем, с ростом расхода – улучшается.

Проводились исследования влияния силы тяжести на распределение топлива в многофорсуночных системах, используемых в большинстве ГТД [2]. Неудовлетворительное распределение топлива происходит при низком давлении подачи, когда гидростатическое давление становится существенным для верхних форсунок. Неравномерное распределение в процессе заполнения основного топливного коллектора с последовательным подключением отдельных форсунок оказывает влияние на эффективность работы камеры сгорания. Выявлено значительное падение среднемассовой полноты сгорания топлива в диапазоне расходов, соответствующих области подключения основного контура двухконтурной двухсопловой форсунки. Данный факт потребовал дальнейшего исследования проблем, возникающих в процессе заполнения основного топливного коллектора в составе ГТД.

Для оценки заполнения основного топливного коллектора была создана двумерная модель ГТД. Двумерность модели проявляется в неравномерном распределении топлива по топливному коллектору. Это обусловлено тем, что в форсунках, находящихся на различных уровнях, давление топлива отличается вследствие влияния сил гравитации. В свою очередь, это приводит к тому, что в жаровых трубах топливо сгорает с различной полнотой и массовый расход топлива через них неодинаков. Результатом является возникновение окружной неравномерности среднемассовых

температур по жаровым трубам. Кроме того, неравномерность распределения топлива по топливному коллектору приводит к изменению параметров потока по длине газозвдушного тракта двигателя. С целью оценки работы, а также визуализации внутреннего смешения топливовоздушной смеси проведено исследование с построением модели низконапорной форсунки с аэродинамическим распылом топлива, которое раскрывает преимущества форсунок такого типа.

Работа низконапорной форсунки с аэродинамическим распылом. Преимущества низконапорной форсунки с аэродинамическим распылом топлива. На сегодняшний день серийных двигателей с такими форсунками не существует. Всеми известными производителями авиационных газотурбинных двигателей ведутся исследования и разработки низконапорных систем подачи топлива с возможностью внедрения в двигатели следующего поколения.

Из-за невозможности существующими форсунками обеспечить требуемый диапазон изменения расхода топлива в интервале давления $(0,3-8,0) \cdot 10^6$ Па возникает необходимость в применении форсунок, у которых расход с увеличением давления подачи возрастает быстрее, чем у известных. Кроме того, одной из важнейших задач при разработке форсунок является снижение уровня дымления и эмиссии загрязняющих веществ. Основное внимание уделяется снижению в продуктах сгорания несгоревших углеводородов, монооксида углерода и оксида азота.

Так как конструкция таких форсунок включает в себя только один контур, их применение позволяет отказаться от двухконтурного топливного коллектора, тем самым исключить повышенную неравномерность подачи топлива в момент включения второго контура. Отказ от двухконтурного топливного коллектора ведет за собой снижение массы топливной системы в целом. Возможность достижения требуемого расхода топлива в малом интервале позволяет применять топливные насосы меньшей производительности, что влечет за собой снижение их массы и повышение надежности.

Низконапорные форсунки удовлетворяют всем предъявляемым к конструкции требованиям по качеству распыла, а также задают новые требования по работе в значительно узком интервале давлений подачи, которые в будущем могут стать определяющими.

Аэродинамический распыл, применяемый в таких форсунках, обеспечивает ряд преимуществ: мелкодисперсное распыление топлива в одном или двух поясах при пониженном давлении его подачи в камеру сгорания, что увеличивает поверхность контакта топлива с воздухом в смеси и способствует высокой эффективности горения, расширенное изменение расхода топлива, а также рост полноты сгорания топлива на всех режимах работы двигателя;

достаточное проникновение распыленного топлива в газовую среду;

ускорение горения закрученной в воздушном канале топливовоздушной смеси, что сокращает время ее пребывания в зоне горения и снижает уровень дымления и эмиссии в продуктах сгорания;

исключение возможности попадания пламени из камеры сгорания внутрь воздушного канала;

предотвращение оседания топлива на элементах конструкции форсунки на режимах запуска и останова двигателя.

Работа низконапорной форсунки с аэродинамическим распылом топлива. Низконапорная форсунка с аэродинамическим распылом, представленная на рис. 1, имеет полый корпус 1 воздушного канала 2 с участком сужения 3. Корпус снабжен лопаточным завихрителем воздуха 4 на входе и установленным по его оси до минимального поперечного сечения 5 распылителем топлива 6. Распылитель топлива 6 внутри снабжен центробежной головкой шнека 13, которая обеспечивает закрутку топлива, подводимого по каналу 7 на вход в форсунку. Форсунка имеет вихревую камеру 8 с соплом 9 на выходе.

Лопатки 10 завихрителя воздуха 4 выполнены со сквозными отверстиями по радиусу, а их выходные кромки 11 по радиусу имеют сквозные отверстия 12. Завихритель топлива на входе в вихревую камеру 8 выполнен в виде шнека 13 со сквозными винтовыми канавками 14 на его наружной поверхности.

Вихревая камера 8 через равномерно расположенные по окружности сквозные, наклонные к оси отверстия 15 перепуска топлива в шнеке 13 и магистраль 16, в которой установлен перепускной клапан 17 с корпусом 18, соединена с отверстиями 19 лопаток 10 завихрителя воздуха 4.

Стенка 20 вихревой камеры 8 со стороны сопла 9 выполнена сферической и снабжена расположенными равномерно по окружности наклонными к оси сквозными отверстиями 21.

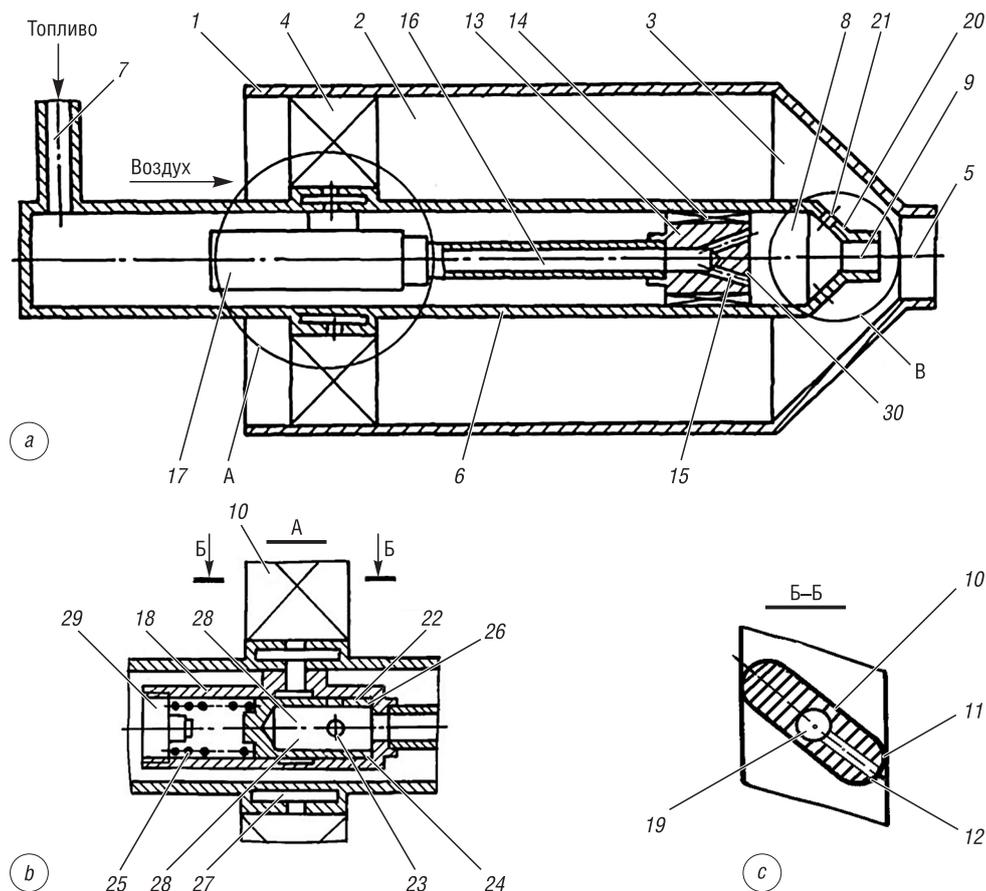


Рис. 1. Низконапорная форсунка с аэродинамическим распылом: *a* – общий вид, *b* – пере-
пускной клапан, *c* – разрез лопатки завихрителя воздуха

Fig. 1. Low-pressure nozzles with aerodynamic spray: *a* – general form, *b* – bypass valve, *c* – air
swirl blade section

Перепускной клапан 17 (см. рис. 1, *a*, *b*) содержит полый плунжер 22 со сквозными отверстиями 23 в боковой стенке 24, установленный внутри корпуса 18, который поджат пружиной 25 до упора в торцевую кромку 26 корпуса 18.

Корпус распылителя 6 в зоне лопаток 10 (см. рис. 1, *a*, *b*) завихрителя воздуха 4 внутри снабжен кольцевым топливным коллектором 27, сопряженным гидравлически с внутренними полостями 19 лопаток 10 и через отверстия 23 с полостью 28 плунжера 22. Пружина 25 в корпусе 18 поджата резьбовой пробкой 29. Входы 30 в отверстия 15 перепуска топлива в шнеке 13 расположены на середине вихревой камеры 8 под винтовыми канавками 14 шнека 13.

Представленная конструкция низконапорной форсунки требует для работы существенно меньших давлений топлива и позволяет реализовать аэродинамический распыл, обеспечивающий перечисленные преимущества.

Методика проведения исследования. Для изучения изменения параметров потока воздуха и течения топлива внутри низконапорной форсунки с аэродинамическим распылом, а также внутреннего смешения топлива с воздухом используется модуль Flow Simulation программного комплекса SolidWorks, позволяющий рассчитать и построить модель внутреннего обтекания форсунки по уже известным параметрам. Перед началом проведения исследования графическая модель низконапорной форсунки с аэродинамическим распылом загружается в указанный модуль. Для запуска расчета и построения модели задаются граничные условия с добавлением глобальных целей и внесением вспомогательных элементов в существующую модель форсунки. Добавление дополнительных элементов к существующей модели заключается в установке заглушек на все входные и выходные каналы. Данное действие необходимо для обеспечения работы модуля, так как рассчитываемый объем должен быть замкнутым.

Определение граничных условий является важной задачей, от которой зависит результат правильности построения моделей внутреннего обтекания и изменения параметров внутри форсунки.

Условия, соответствующие реальным параметрам ГТД, задаются через панель граничных условий программы:

- секундный расход топлива m ;
- скорость воздушного потока V на входе в форсунку;
- статическое давление P в камере сгорания.

Дополнительно модулю Flow Simulation задаются глобальные цели: определение скорости истечения топлива и распределение давления топлива по сечению форсунки. Рабочими средами для проведения расчета и построения модели внутреннего обтекания являются сжатый компрессором воздух и топливо, подаваемое насосом.

Программа расчета и построения модели внутреннего обтекания в топливном и воздушном каналах форсунки. Модуль Flow Simulation программного комплекса SolidWorks уже имеет в своем наборе различные формулы и функции, необходимые для выполнения расчета по заданным параметрам. Моделирование течения топлива и движения воздуха в форсунке будет производиться отдельно для двух сред с построением модели суммарного обтекания.

По заданным ранее параметрам, соответствующим номинальному режиму работы двигателя, производится расчет топливного канала низконапорной форсунки с аэродинамическим распылом. На рис. 2, 3 представлены рассчитанное внутреннее течение топлива с цветным графиком изменения скоростей в различных точках сечения.

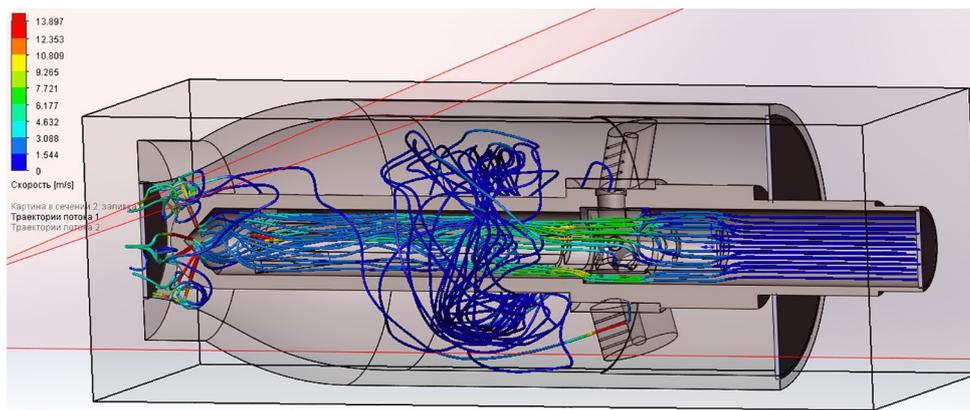


Рис. 2. Внутреннее течение топлива

Fig. 2. Internal fuel flow

Как видно из графика на рис. 3, максимальная скорость истечения достигается в каналах распылителя, что может гарантировать качественное распыление топлива. Аналогичным образом производится расчет воздушного канала форсунки. Скорость воздуха на входе в форсунку составляет 2 м/с. Картина внутреннего течения в воздушном канале представлена на рис. 4.

Из рассчитанного внутреннего течения видно, что лопаточный завихритель воздуха выполняет свою функцию в полном объеме, обеспечивая достаточное завихрение воздуха для последующего его смешения с топливом. Готовая модель низконапорной форсунки с совместной работой топливного и воздушного каналов получается путем одновременного запуска рассчитанных данных. Совместная работа воздушного и топливного каналов показана на рис. 5.

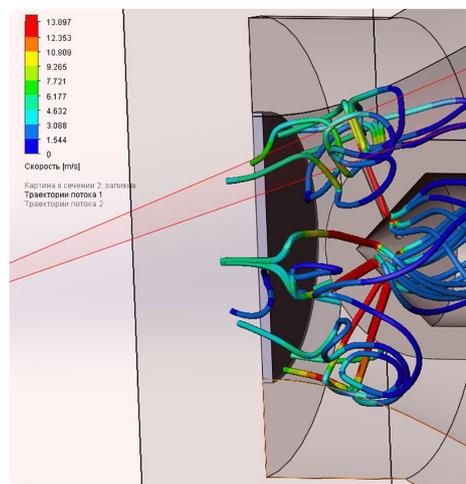


Рис. 3. График скоростей на выходе форсунки

Fig. 3. Output velocity graph

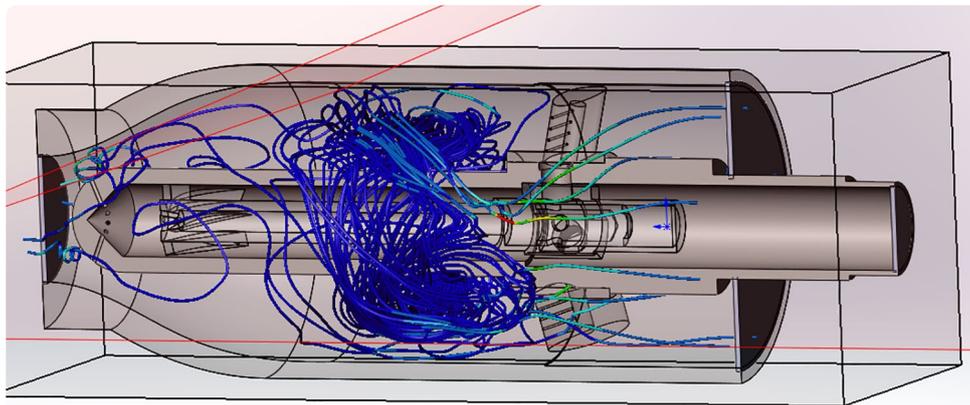


Рис. 4. Внутреннее течение воздуха в воздушном канале

Fig. 4. Internal air flow in the air channel

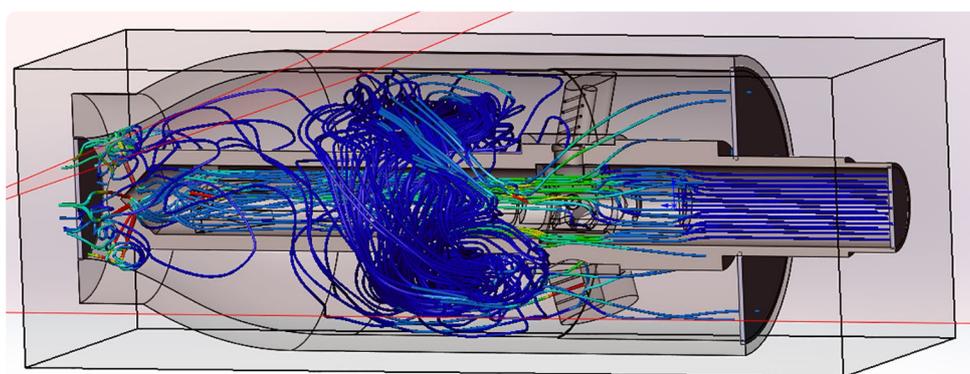


Рис. 5. Совместная работа воздушного и топливного каналов

Fig. 5. Joint operation of the air and fuel channels

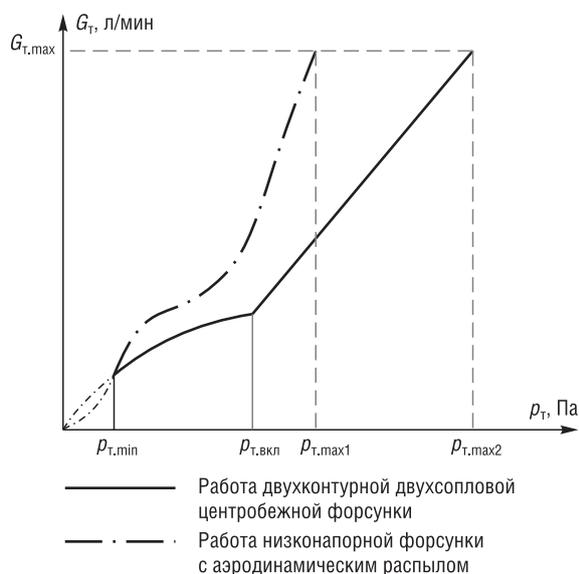


Рис. 6. Совместные рабочие характеристики низконапорной форсунки с аэродинамическим распылом топлива и двухконтурной центробежной форсунки высокого давления

Fig. 6. Joint performance characteristics of a low-pressure nozzle with aerodynamic fuel atomization and high-pressure centrifugal nozzle

Как видно из полученной модели, рассматриваемая конструкция форсунки позволяет выполнить качественное смешение воздуха с топливом и последующий мелкодисперсный распыл на выходе. Кроме рассчитанной и построенной модели внутреннего обтекания модулем Flow Simulation рассчитана модель изменения давления топлива, подводимого от насоса по сечениям форсунки, что свидетельствует о возможности применения топливных насосов с меньшим выходным давлением.

Результаты исследования свидетельствуют о действенности принципа понижения напорности форсунки с одновременным сохранением качества распыла. По сравнению с широко применяемыми в настоящее время центробежными форсунками требуемое качество распыла топлива достигается при давлении в 2 раза меньшем.

На рис. 6 представлены совместные рабочие характеристики низконапорной форсунки с аэродинамическим распылом топлива и двухконтурной центробежной форсунки

высокого давления. Очевидно, что максимальный расход топлива $G_{т.маx}$ может быть обеспечен при значительно меньшем давлении топлива $p_{т.маx1}$ на входе в форсунку с аэродинамическим распылом (на выходе из насоса), чем давление $p_{т.маx2}$ в двухконтурной центробежной форсунке. Этот факт подтверждает возможность применения топливных насосов с меньшим давлением на выходе, а следовательно, и меньшем отборе мощности на их вращение.

Дополнительно для оценки распыла топлива рассчитана модель поля скоростей по всей длине форсунки, анализ которой свидетельствует о том, что подобная конструкция позволяет обеспечить минимальный размер капель топлива за счет максимальной скорости его истечения из выходных каналов.

Заключение. Исследованная низконапорная форсунка с аэродинамическим распылом топлива благодаря своей конструкции и реализованному в ней принципу работы обладает следующими существенными преимуществами перед классическими центробежными:

- повышенное качество смешения топлива с воздухом;
- снижение уровня дымления и эмиссии вредных веществ в продуктах сгорания топлива;
- высокая эффективность горения и рост полноты сгорания топлива;
- способность обеспечить заданное качество распыливания топлива при низких перепадах давления топлива.

Сравнительный анализ расходных характеристик форсунок показывает, что при одном и том же давлении подачи топлива низконапорная форсунка с аэродинамическим распылом обеспечивает больший расход, чем двухконтурная центробежная форсунка высокого давления. Требуемый диапазон изменения расхода топлива достигается в сравнительно узком интервале давлений подачи $(0,3-8,0) \cdot 10^6$ Па.

Актуальность данной темы подтверждается работами по проектированию низконапорных систем подачи топлива всеми известными производителями авиадвигателей и их стремлением снизить массу топливных агрегатов с одновременным сокращением эмиссии вредных веществ.

Список использованных источников

1. Лефевр, А. Н. Процессы в камерах сгорания ГТД: пер. с англ. / А. Н. Лефевр. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
2. Ахмедзянов, Д. А. Исследование влияния двухконтурности топливного коллектора на эффективность силовой установки в области заполнения основного контура / Д. А. Ахмедзянов, Ю. М. Ахметов, А. Е. Михайлов // Вестн. УГАТУ. – 2010. – Т. 14, №4. – С. 21–35.
3. Авиационные двухконтурные двигатели Д-30КУ и Д-30КП: конструкция, надежность и опыт эксплуатации / Л. П. Лозицкий [и др.]. – М.: Машиностроение, 1988. – 228 с.
4. Старцев, Н. И. Трубопроводы газотурбинных двигателей / Н. И. Старцев. – М.: Машиностроение, 1976. – 272 с.
5. Теория авиационных двигателей. Термодинамический анализ рабочего процесса ГТД прямой реакции / сост. Н. И. Пучко. – Минск: БГАА, 2015. – 55 с.
6. Иноземцев, А. А. Газотурбинные двигатели / А. А. Иноземцев, В. Л. Сандрацкий. – Пермь: Авиадвигатель, 2006. – 1204 с.
7. Теория авиационных двигателей: в 2 ч. / Ю. Н. Нечаев [и др.]. – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2006. – 366 с. – Ч. 1, 2.
8. Скибин, В. А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей / В. А. Скибин, В. И. Солонин; под ред. В. А. Скибина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 424 с.
9. Wenger, U. Rolls-Royce Technology for Future Aircraft Engines / U. Wenger. – Rolls-Royce, 2014. – 40 p.
10. Storm, R. A Guide for Educators and Students with Chemistry, Physics, and Math Activities / R. Storm, M. Skor, L. D. Koch. – NASA, 2007. – 114 p.

References

1. Lefebvre A. N. *Gas Turbine Combustion*. CRC Press, 2010. 560 p.
2. Akhmedzyanov D. A., Akhmetov Yu. M., Mikhailov A. E. Investigation of the effect of dual-circuit fuel manifold on the efficiency of the power plant in the area of filling the main circuit. *Vestnik UGATU = Vestnik USATU*, 2010, vol. 14, no. 4, pp. 21–35 (in Russian).
3. Lozitsky L. P., Avdoshko M. D., Berezlev B. F., Gvozdetsky I. I., Ivanenko A. A., Molochnov M. A. *Aircraft Dual-Circuit Engines D-30KU and D-30KP: Design, Reliability and Operating Experience*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988. 228 p. (in Russian).
4. Starcev N. I. *Pipelines for Gas Turbine Engines*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976. 272 p. (in Russian).
5. Puchko N. I. (compiled). *Theory of Aircraft Engines. Thermodynamic Analysis of the Gas Turbine Engine Direct Reaction*. Minsk, Belarusian State Academy of Aviation, 2015. 55 p. (in Russian).

6. Inozemcev A. A., Sandratsky V.L. *Gas Turbine Engines*. Perm, Aviadvigatel Publ., 2006. 1204 p. (in Russian).
7. Nechaev U. N., Vedorev R. M., Kotovsky V. N., Polev A. S. *Theory of Aircraft Engines: in 2 parts*. Moscow, Air Force Academy named after Professor N. E. Zhukovsky, 2006. 366 p. (in Russian).
8. Skibin V. A., Solonin V.I. *The Work of Leading Aircraft Engine Companies to Create Promising Aircraft Engines*. Moscow, Central Institute of Aviation Motors, 2004. 424 p. (in Russian).
9. Wenger U. *Rolls-Royce Technology for Future Aircraft Engines*. Rolls-Royce, 2014. 40 p.
10. Storm R., Skor M., Koch L.D. *A Guide for Educators and Students with Chemistry, Physics, and Math Activities*. NASA, 2007. 114 p.

Информация об авторах

Тихончик Станислав Славамирович – инженер, ОАО «Авиакомпания “Белавиа”» (ул. Немига, 14А, 220004, Минск, Республика Беларусь). E-mail: Stanislau.Tsikhonchuk@belavia.by

Пучко Николай Иванович – старший преподаватель, Белорусская государственная академия авиации (ул. Уборевича, 77, 220096, Минск, Республика Беларусь). E-mail: department.toae@yandex.ru

Information about the authors

Stanislav S. Tihonchik – Engineer, JSC “Belavia” – Belarusian Airlines” (14A, Nemiga Str., 220004, Minsk, Republic of Belarus). E-mail: Stanislau.Tsikhonchuk@belavia.by

Nikolay I. Puchko – Senior Lecturer, Belarusian State Aviation Academy (77, Uborevich Str., 220096, Minsk, Republic of Belarus). E-mail: department.toae@yandex.ru