

УДК 621.452

ПОВЫШЕНИЕ ЛОБОВОЙ ТЯГИ МАЛОРАЗМЕРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ (ТРД) ЗА СЧЕТ ВВЕДЕНИЯ В ВЫХОДНОМ УСТРОЙСТВЕ ДОЖИГАНИЯ И ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ПРОЦЕССА С ПРИСОЕДИНЕНИЕМ МАССЫ ГАЗА

В. И. Богданов¹, А. К. Дормидонтов²

¹ bogdanov-vasiliy@yandex.ru, ² dormidontov_a@mail.ru

ПАО «Объединенная двигателестроительная корпорация Сатурн»

Поступила в редакцию 08.08.2018

Аннотация. Рассмотрена концепция повышения лобовой тяги малоразмерного ТРД для беспилотных летательных аппаратов (БЛА) за счет введения упрощенного форсажного контура, дожигания в детонационных волнах и пульсирующего рабочего процесса с присоединением массы в сопле-резонаторе. Для изготовления ТРД предлагается использовать малозатратные технологии производства турбокомпрессоров для наддува двигателей внутреннего сгорания (ДВС). Показано, что предлагаемые решения при простой конструкции качественно повышают лобовую тягу ТРД и могут обеспечить сверхзвуковую скорость полета. Такой ТРД может стать альтернативой ракетному двигателю твердого топлива (РДТТ) для некоторых типов БЛА.

Ключевые слова: малоразмерный ТРД; резонатор-усилитель тяги; упрощенный форсажный контур; присоединенная масса газа; турбокомпрессор наддува; газодинамический подшипник.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время широкое распространение получили БЛА с малоразмерными ТРД, в основном чешского производства. В этих двигателях благодаря новым технологиям изготовления турбокомпрессоров обеспечивается качественное снижение их стоимости по сравнению с применением традиционных авиационных технологий изготовления лопаточных машин. Применяемые высокоскоростные подшипники с керамическими телами качения в основном решили проблему создания опор ротора (подняли ограничение по частоте вращения), однако система смазки, даже в упрощенном виде, осталась. При этом использование топлива в упрощенной системе смазки на выброс увеличивает его расход в двигателе не менее чем на 20%. Данные ТРД имеют достаточно высокий уровень лобовой тяги, так, извест-

ный двигатель TJ-40 при диаметре 147 мм имеет тягу 395 Н (~40 кгс). Наряду с ТРД на БЛА применяются и РДТТ со значительно бóльшим необходимым уровнем лобовой тяги, но, однако, не отвечающим современным требованиям по увеличению дальности и длительности полета. Предварительный анализ показывает, что увеличение лобовой тяги ТРД в 1,5...2 раза делает его (по крайней мере, применительно к части БЛА) конкурентоспособным с РДТТ и качественно улучшает массогабаритные характеристики.

КОНСТРУКТИВНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ТРД С ВЫСОКИМ УРОВНЕМ ЛОБОВОЙ ТЯГИ

Предлагается концепция простой модернизации ТРД с реализацией созданного научно-технического задела для повышения лобовой тяги, базирующаяся на следующих факторах:

– упрощенный неотключаемый форсажный контур с нерегулируемым соплом;

– результаты исследований ПАО «ОДК-Сатурн» и ОКБ им. А. Льюльки по выходным устройствам (ВУ) с резонатором-усилителем тяги (рис. 1) – без дожигания, особенно для малоразмерных воздушно-реактивных двигателей (ВРД) – показали возможность увеличения тяги в 1,5 раза за счет присоединения массы газа в пульсирующем течении [1–3] с соответствующим повышением экономичности; при этом установлено, что при высоких температурах газа эффект увеличения тяги растет, чему будет способствовать форсажный режим работы рассматриваемого двигателя;

– проведенные исследования по дожиганию топлива в резонаторе в детонационных волнах также дают положительные результаты по увеличению тяги [1].

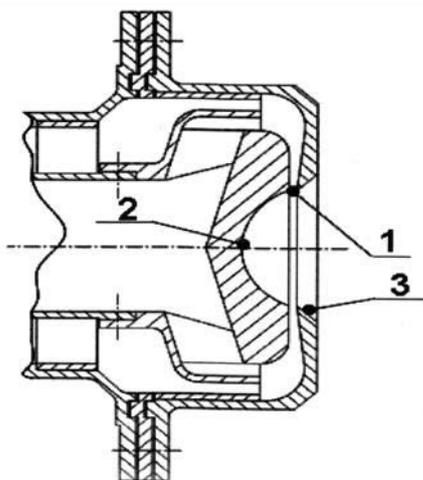


Рис. 1. Схема экспериментального резонатора (ОКБ им. А. Льюльки):

- 1 – кольцевое сопло;
2 – сферическая полость;
3 – выходное сопло

Ниже приведены результаты исследований ВУ с резонатором-усилителем тяги в экспериментальном исполнении и для малоразмерного ТРДД без ухудшения его массогабаритных характеристик.

В экспериментальном резонаторе газ из конфузорного кольцевого сопла с критическим сечением со звуковой скоростью поступает в сферическую полость, где разворачивается на 90° и истекает через диффузорное выходное сопло в окружающую среду. При

развороте газовая струя испытывает гидравлическое сопротивление. В сферической полости вследствие соударения радиальных струй газа происходит возбуждение колебательного рабочего процесса с образованием сложных ударно-волновых структур и волновым присоединением массы.

Удельные тяговые параметры резонатора, приведенные к расходу рабочего тела в 1,5...2 раза превышали величины соответствующие квазистационарному расчету. Кроме того, на определенных режимах работы резонатора была выявлена прямо пропорциональная зависимость увеличения тяги от температуры воздуха при постоянном давлении и неизменной геометрии проточной части. Это может быть связано с повышением упругости взаимодействующих цикловых масс газа (они меньше деформируются), и поэтому уменьшаются потери на удар [3].

На рис. 2 и 3 представлены экспериментальные зависимости относительного прироста тяги (по сравнению с идеальным соплом Лавалья) от размера критического сечения сопла, температуры газа для разных перепадов давлений π_c между активным и внешним газом.

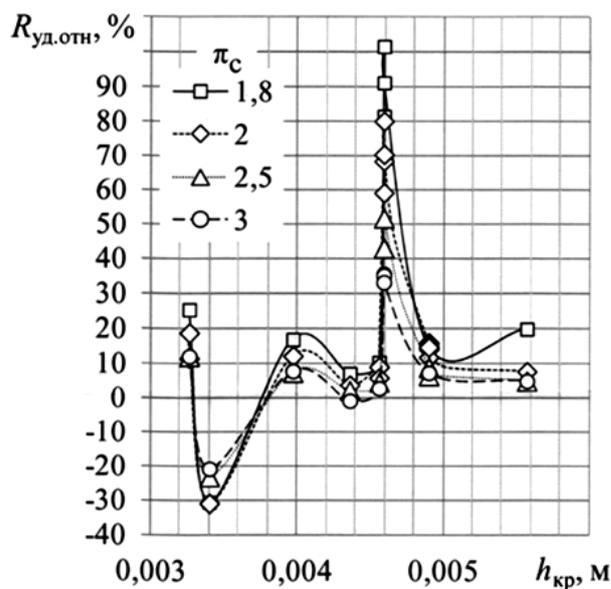


Рис. 2. Зависимость относительной тяги от высоты критического сечения сопла

Очевидны резонансный характер протекания кривых и высокая чувствительность к геометрическим и газодинамическим (с учетом температуры) параметрам резонатора.

Расчетные исследования сферического резонатора-усилителя тяги [3] показали, что здесь увеличение тяги происходит в основном за счет присоединения собственной

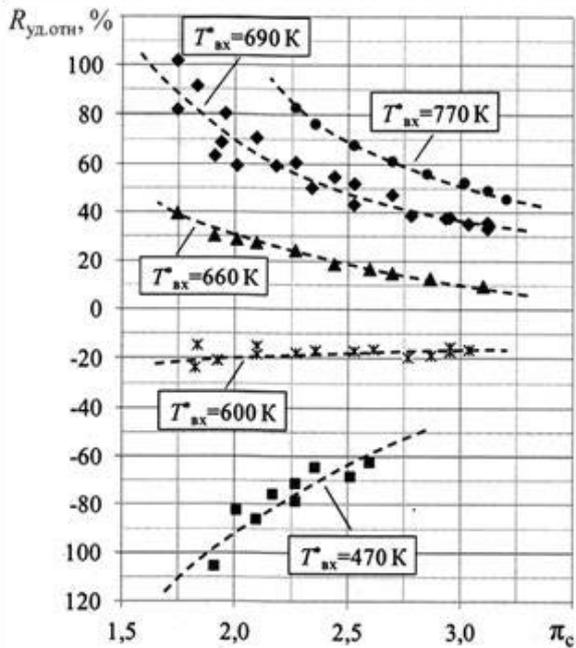


Рис. 3. Зависимость относительной тяги от π_c для разной температуры входного воздуха

массы газа в высокочастотном колебательном процессе (рис. 4). Установлено, что по результатам первых предварительных расчетов необходимо проводить анализ течения в его узлах (например, на появление динамической составляющей тяги в кольцевом

сопле). Для расчетных исследований нужно использовать большие (оперативная память ~ 3 Тб) вычислительные мощности (например, для проведения длительного расчета в полноразмерной постановке) и применять вихререзающие модели турбулентности. При выполнении этих условий может быть обеспечена достаточная сходимость расчетных и экспериментальных результатов.

Такой резонатор, как усилитель тяги, может использоваться в качестве выходного устройства (сопла) в реактивных двигателях. Однако реализация такого резонатора проблематична из-за увеличенного поперечного габарита. Известно, что газовый поток в ВРД даже при прямолинейном течении на входе в форсажную камеру, определяющую мидель двигателя, имеет минимальную приведенную скорость, соответствующую $\lambda = 0,2$. Это значение λ еще обеспечивает приемлемый уровень гидравлических потерь при повороте потока на 90° , но при этом будет явно увеличенный мидель и соответствующее падение лобовой тяги, которая является критическим параметром ВРД, особенно для сверхзвуковых скоростей полета.

Для обеспечения заданного уровня лобовой тяги ВРД необходимо уменьшать угол разворота потока газа, что будет сопровождаться снижением эффекта присоединения массы. Для оценки снижения прироста тяги,

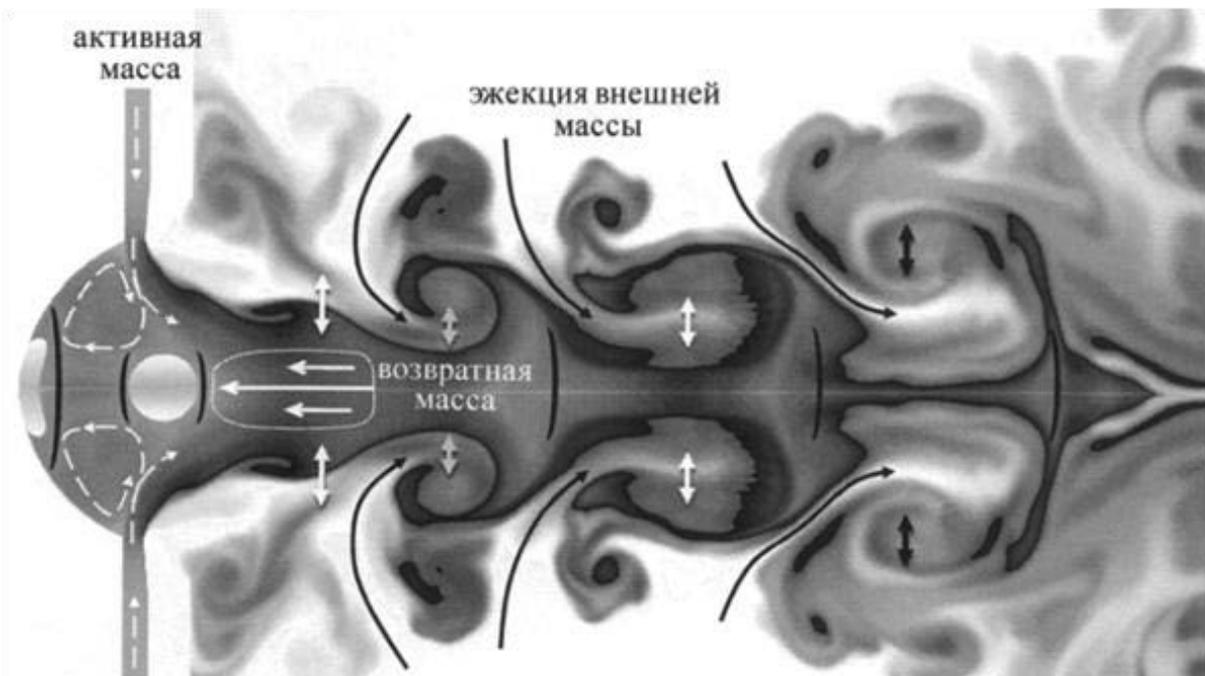


Рис. 4. Визуализация течения в резонаторе

целесообразности применения резонатора было выполнено расчетное исследование резонатора (устанавливаемого вместо сопла) с геометрическими и газодинамическими параметрами, соответствующими проекту малоразмерного ВРД с укороченным соплом и современным уровнем характеристик (рис. 5). Конфигурация исходного резонатора была скорректирована с учетом сохранения поперечного габарита традиционного сопла, опыта создания укороченных сопел Знаменского [3] и подъемных двигателей разработки РКБМ (г. Рыбинск).

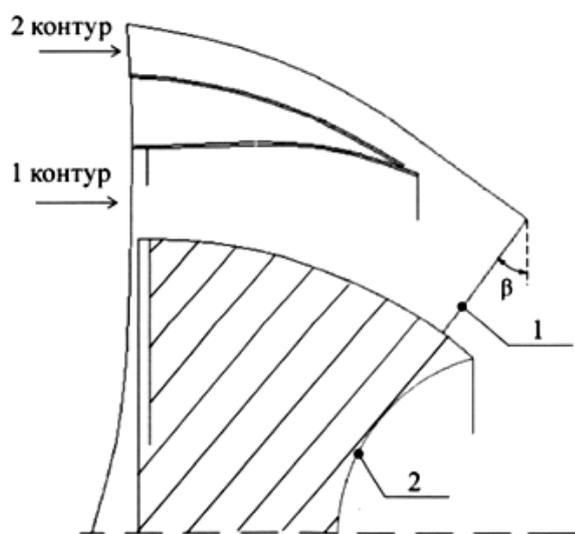


Рис. 5. Выходное устройство ТРДД с резонатором:
1 – критическое сечение сопла;
2 – резонатор; β – угол выхода потока

Предварительные расчеты выходного устройства ВРД с резонатором выполнены в программном комплексе вычислительной газовой динамики ANSYS CFX при допущении стационарности процесса истечения. Математическая модель основана на решении уравнений Навье–Стокса для вязкого теплопроводного совершенного газа, замыкаемых RNG k- ϵ моделью турбулентности. Физический расчетный шаг принимался $5 \cdot 10^{-6}$ с. Дискретизация полноразмерной расчетной модели осуществлялась гексаэдрическими элементами (рис. 6). Размерность расчетной сетки составляла 4,3 млн узлов.

Распределение параметров потока в сверхзвуковой струе исследуемого выходного устройства (рис. 7) близко к параметрам

рабочего процесса в пульсирующем резонаторе, в котором проявляется присоединение массы, увеличивающее тяговую эффективность. По результатам расчетных исследований увеличение тяги здесь составляет 7% (без дожигания).

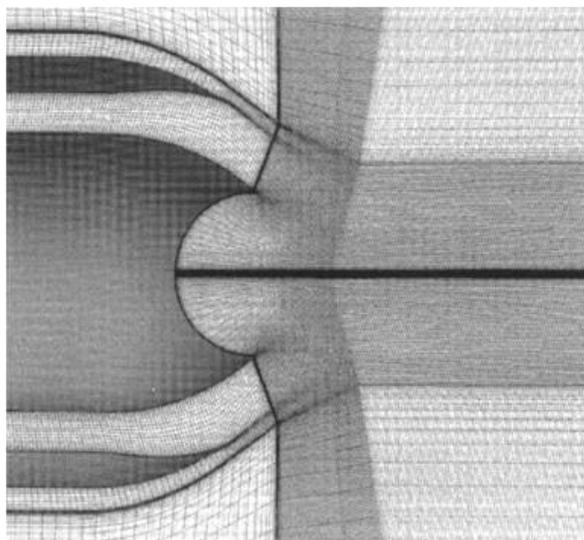


Рис. 6. Расчетная сетка в сечении выходного устройства

Следует отметить предварительные результаты последних исследований по оценке влияния внешнего обтекания (в условиях полета) выходного устройства с резонатором:

1. При наличии внешнего обтекания экспериментального резонатора за корпусом смесителя образуется обширная вихревая зона разрежения, определяющая значительный рост донного сопротивления и изменение параметров рабочих пульсаций. Внешний обдув оказывает также влияние на рабочий процесс в сопле. В итоге это отражается в уменьшении силы на сферической стенке резонатора на 14% в сравнении расчетом без внешнего обтекания. Для повышения тяговой эффективности необходимо оптимизировать конфигурацию обтекаемой части корпуса резонатора.

2. При оптимальной конфигурации ВУ с резонатором с внешним обтеканием на режиме $N=0$, $M=0,7$ получено увеличение эффективной удельной тяги на 8,1% (несколько больше, чем в стендовых условиях) без ухудшения его габаритных характеристик. Определение тяговых характеристик двигателя при стендовых испытаниях и сравнение их

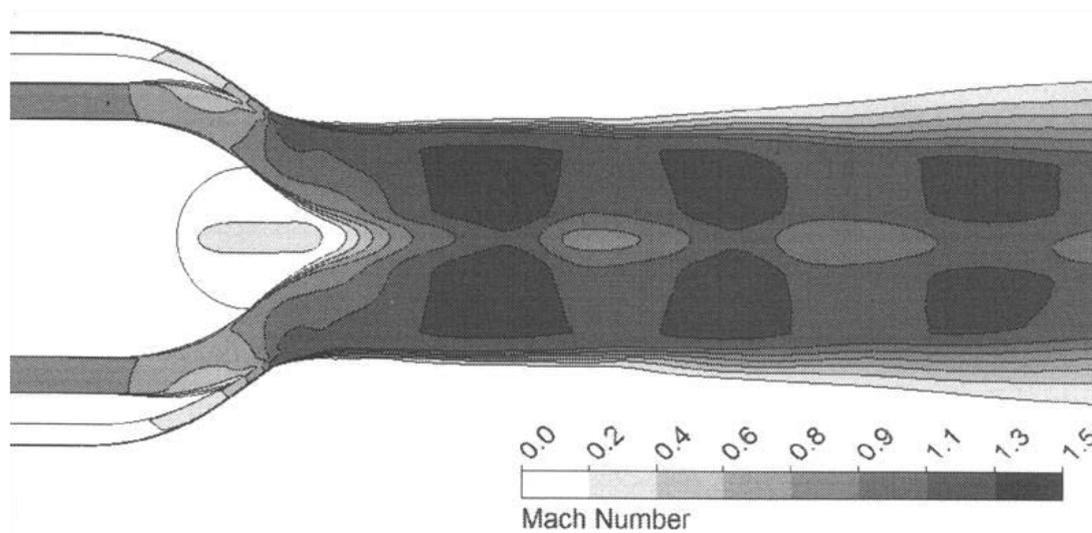


Рис. 7. Распределение числа Маха в струе

с тяговыми характеристиками в условиях полета требует проведения дополнительных исследований или имитации на стенде внешнего обдува двигателя. Возможна также дальнейшая оптимизация конфигурации внешней обечайки выходного устройства для повышения эффективной тяги.

Особенностью работы форсажного контура является то, что он постоянно включен во время работы двигателя. При этом отпадает необходимость в сложном регулируемом сопле, что свойственно обычным ТРДФ. Из-за сложности организации охлаждения форсажной камеры малой размерности температура газа в ней ограничена 1800 К. Сгорание, близкое к стехиометрическому, организуется в резонаторе (имеющем одну сферическую стенку) в детонационных волнах.

Включение форсажного контура производится автоматически после запуска двигателя и выхода его на частоту вращения, близкую к номинальной. До включения форсажного режима «раскрытое» сопло обеспечивает быструю раскрутку ротора и выход на рабочий режим.

На основании изложенного, с учетом ранее выполненных наработок по малоразмерному ТРД [4], перспективный двигатель с повышенной лобовой тягой может иметь следующие конструктивные особенности (рис. 8):

– в основу берется освоенный в производстве двигатель, например, типа ТД-40;

– выходное устройство может быть в двух вариантах исполнения:

1) в виде сопла с резонатором, разработанного ПАО «ОДК-Сатурн» (показано на рис. 5); обладает массогабаритными характеристиками, соответствующими традиционным соплам (увеличение тяги 7% без дожигания), для дальнейшего увеличения тяги необходим большой объем исследований;

2) на базе классического экспериментального резонатора разработки ОКБ им. А. Люльки (рис. 1), но с уменьшенными габаритами и оптимизированной внешней конфигурацией, что требует проведения дополнительных исследований; по данному резонатору накоплен большой научно-технический задел, особенно с учетом результатов исследований по дожиганию топлива в резонаторе в детонационных волнах;

– опоры двигателя выполняются с лепестковыми газодинамическими подшипниками (с использованием задела НПП «Наука» [4]);

– подача топлива в форсажную камеру и резонатор может обеспечиваться через отдельные форсунки; возможна подача только в форсажную камеру при заданном неполном сгорании в ней и последующем дожигании в резонаторе в детонационных волнах.

По предварительной расчетной оценке, такой двигатель может иметь тягу до 700 Н и обеспечивать сверхзвуковую скорость полета.

Работа ТРД при небольших степенях повышения давления позволяет применить

научно-технический задел по турбокомпрессорам, предназначенным для наддува ДВС и изготавливаемых по малозатратным технологиям [4]. Сегодня ведущей в России и СНГ по разработке, производству и испытаниям систем наддува для автотранспортной и военной техники является АО «НПО «Турботехника». По эффективности турбокомпрессоры производства АО «НПО «Турботехника» конкурируют с фирмами «BorgWarner», «Schwitzer», «GARRETT» и «Holset», производящие турбокомпрессоры для мировых лидеров в области двигателестроения – BMW, VW-Audi, MAN, Ford, Volvo, Scania, Liebherr.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Создан научно-технический задел по сферическому газодинамическому резонатору, позволяющему значительно увеличивать импульс за счет присоединения масс газа в пульсирующем рабочем процессе.

2. Расчетным исследованием установлена возможность повышения лобовой тяги резонатора-усилителя импульса, устанавливаемого вместо сопла в ВРД с сохранением его массогабаритных характеристик за счет уменьшения угла поворота газового потока. При этом происходит уменьшение эффекта присоединения массы, однако целесообразность постановки резонатора сохраняется.

3. Обоснована возможность создания малоразмерного ТРД с высоким уровнем лобовой тяги за счет применения в выходном устройстве таких новых конструктивных решений, как упрощенный форсажный контур и сопло-резонатор. По предварительной оценке, за счет вводимых мероприятий тяга может увеличиться почти в 2 раза, т.е. на двигателе диаметром 150 мм можно получить до 700 Н тяги. Для реализации данной концепции ТРД необходимо проведение достаточно большого объема научно-исследовательских работ.

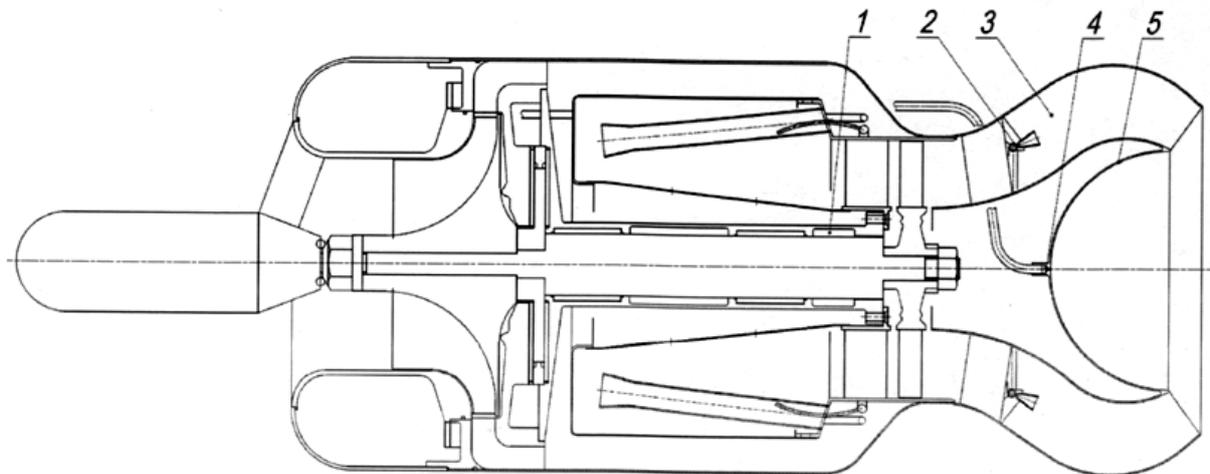


Рис. 8. Конструктивная схема перспективного малоразмерного ТРД:

1 – газодинамический подшипник; 2 – топливный коллектор с форсунками и стабилизатором пламени;
3 – форсажная камера; 4 – топливная форсунка резонатора; 5 – сферический резонатор

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Тарасов А. И., Щипаков В. А.** Проблемы создания газотурбинного пульсирующего детонационного двигателя // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2012. № 9 (96). С. 40–43. [A. I. Tarasov and V. A. Shchipakov, "Problems of the gas turbine pulse detonation engine", (in Russian), in *Aviacionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, no. 9 (96), pp. 40-43, 2012.]

2. **Богданов В. И.** Пульсирующий рабочий процесс в реактивной технике. Germany: LAP LAMBERT Academic Publishing, 2015. 130 p. [V. I. Bogdanov, *Pulsing working process in the jet technique*, (in Russian). Germany: LAP LAMBERT Academic Publishing, 2015.]

3. **Богданов В. И., Ханталин Д. С.** Повышение лобовой тяги сферического газодинамического резонатора-усилителя импульса // *ИФЖ*. 2017. Т. 90, № 1. С. 186–190. [V. I. Bogdanov and D. S. Khantalin, "Increase of a front thrust of the spherical gasodynamic resonator-impulse amplifier", (in Russian), in *IFZH*, vol. 90, no. 1, pp. 186-190, 2017.]

4. **Богданов В. И., Григоров И. Г.** О концепции создания перспективного малоразмерного ТРД в классе тяги до 100 кгс // *Вестник РГАТУ*. 2016. № 3. С. 16–19. [V. I. Bogdanov and I. G. Grigorov, "About the concept of creation of the perspective low-sized turbojet engine in the class of a thrust under 100 kgf", (in Russian), in *Vestnik RGATU*, no. 3, pp. 16-19, 2016.]

ОБ АВТОРАХ

БОГДАНОВ Василий Иванович, эксперт. Д-р техн. наук по тепл. двиг. ЛА (МАИ, 2003). Иссл. в обл. пульсир. ВРД.

ДОРМИДОНТОВ Алексей Константинович, вед. инж. Канд. техн. наук по тепл. двиг. ЛА (РГАТУ имени П. А. Соловьева, 2012). Иссл. в обл. пульсир. ВРД.

METADATA

Title: Increase of the low-sized turbojet engine front thrust at the expense of introduction in the output device of afterburning and pulsing process with addition of gas mass.

Authors: V. I. Bogdanov¹, A. K. Dormidontov²

Affiliation:

Public joint-stock company "UEC-Saturn" (PJSC "UEC-Saturn), Russia.

Email: ¹ bogdanov-vasiliy@yandex.ru,

² dormidontov_a@mail.ru

Language: Russian.

Source: *Vestnik UGATU* (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 22, no. 3 (81), pp. 37-43, 2018. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The concept of increase of the low-sized turbojet engine front thrust for pilotless vehicles at the expense of introduction of the simplified afterburning contour, afterburning in detonation waves and pulsing process with mass addition in a nozzle-resonator is considered. For manufacturing of turbojet engine it is suggested to use low cost production technologies of turbocompressors for internal-combustion engine supercharging. It is shown that suggested solutions at simple construction qualitatively increase front thrust of the turbojet engine and can provide a flight supersonic speed. Such turbojet engine can become alternative to the solid-propellant rocket engine for some types of pilotless vehicles.

Key words: low-sized turbojet engine; resonator-thrust amplified; simplified afterburning contour; added gas mass; the supercharging turbocompressor; gasodynamic bearing.

About authors:

BOGDANOV, Vasily Ivanovich, Expert. Dr of Engineering Science, Specialty Aircraft Heat Engines (MAI, 2003). Area of Research: pulse jet engines.

DORMIDONTOV, Aleksey Konstantinovich, Principal engineer. Cand. of Science, Specialty Aircraft Heat Engines. (RGATU, 2012). Area of Research: pulse jet engines.