

Лэй Энстазия



Малоразмерные турбореактивные двигатели
(МТРД) в беспилотных летательных
аппаратах (БПЛА)

Лэй Энстазия Малоразмерные турбореактивные двигатели (МТРД) в беспилотных летательных аппаратах (БПЛА)

*<https://litres.ru/74376217>
SelfPub; 2026*

Аннотация

В книге представлено системное, междисциплинарное исследование малых турбореактивных двигателей (МТРД) класса тяг 50–200 кгс для беспилотных летательных аппаратов. Рассмотрены фундаментальные физические процессы, конструктивные особенности, материалы, системы управления и цифровые технологии. Особое внимание уделено эффектам масштабирования, ограничивающим эффективность миниатюрных двигателей, а также современным решениям: 3D-печати, термобарьерным покрытиям, рекуперации тепла и роторно-детонационному сгоранию. Проанализирован глобальный рынок, включая китайский массовый, европейский премиальный сегменты и программы импортозамещения. Книга адресована инженерам, аналитикам, студентам и специалистам,

участвующим в разработке и эксплуатации беспилотных авиационных систем.

Содержание

Введение	6
Цели и задачи исследования	12
Структура книги	16
1.1 Типы двигателей, применяемых на БПЛА: электрические, поршневые, турбореактивные, турбовинтовые, турбовальные	22
1.2 Классификация газотурбинных двигателей: ТРД, ТРДД, ТВАД	30
1.3 Одновальный ТРД классической схемы как предпочтительный тип для БПЛА	36
1.4 Диапазон тяг: от микро-ТРД (до 50 кгс) до малых ТРД (50–200 кгс)	42
2.1 Цикл Брайтона: теория и практика	48
2.2 Как изменяется эффективность цикла при уменьшении размеров двигателя	53
2.3 Доминирующие потери в малых размерах	59
2.4 Ограничения по температуре цикла и их влияние на КПД	65
2.5 Удельный расход топлива: сравнение с крупными авиадвигателями (1.1–1.3 против 0.6– 0.8 кг/(кгс·ч))	71
3.1 Физические и технологические причины выбора центробежного компрессора для МТРД	76

3.2 Сравнительный анализ: степень сжатия, устойчивость к помпажу, простота изготовления, габариты	81
3.3 При каком уровне тяги переход на осевую или осецентрическую схему становится оправданным	86
3.4 Современные тенденции в проектировании компрессоров МТРД	91
4.1 Противоточная камера сгорания: преимущества и конструктивные особенности	96
4.2 Типы форсунок для МТРД: центробежные (давление-распылительные), ротационные, пневматические	100
4.3 Обеспечение качественного распыливания при малых расходах топлива (< 2 кг/мин)	107
4.4 Борьба с коксованием форсунок и сажеобразованием	112
4.5 Испарительные трубки и завихрители как средства стабилизации горения	118
5.1 Радиально-осевая и осевая турбина: выбор для МТРД	124
5.2 Минимальное количество ступеней и упрощение балансировки ротора	128
Конец ознакомительного фрагмента.	129

Малоразмерные турбореактивные двигатели (МТРД) в беспилотных летательных аппаратах (БПЛА)

Введение

Актуальность темы: место МТРД в современной беспилотной авиации

Современная беспилотная авиация переживает этап бурного развития, сравнимый по своей интенсивности с золотым веком авиастроения первой половины XX века. Беспилотные летательные аппараты всё увереннее занимают ниши, которые ещё десятилетие назад считались прерогативой пилотируемой авиации: от тактической разведки и высокоточных ударов до логистики и мониторинга обширных территорий. Однако стремительный прогресс БПЛА неизбежно упирается в фундаментальное ограничение — силовую установку. Именно двигатель определяет, сможет ли аппарат развить требуемую скорость, подняться на заданную высоту,

преодолеть необходимое расстояние и выполнить боевую задачу в заданном временном окне.

В этом контексте малые турбореактивные двигатели (МТРД) класса тяг 50–200 кгс занимают особое место. Важно подчеркнуть: МТРД — это не уменьшенная копия большой авиационной турбины. Это самостоятельная инженерная дисциплина, где законы газодинамики и термодинамики действуют в условиях жёстких масштабных ограничений. При уменьшении линейных размеров двигателя относительная величина потерь резко возрастает: падает КПД компрессора и турбины из-за низких чисел Рейнольдса, становятся критическими перетечки газа через торцевые зазоры, а тепловой переток от горячей турбины к компрессору предварительно нагревает поступающий воздух, снижая эффективность сжатия. Именно это фундаментальное различие делает проектирование МТРД не просто задачей масштабирования, а самостоятельной областью инженерного искусства.

Военно-геополитическое значение МТРД в последние годы приобрело критический характер. Современные конфликты, и особенно боевые действия, наглядно продемонстрировали, что оснащение ударных беспилотников турбореактивными двигателями вместо поршневых или электрических силовых установок обеспечивает качественный скачок тактико-технических характеристик. Например, переход барражирующих боеприпасов на турбореактивную тягу позволил увеличить скорость с 180 до 500 км/ч, что карди-

нально усложняет их перехват средствами противовоздушной обороны. Малые ТРД широко применяются не только в ударных БПЛА, но и в крылатых ракетах, а также в барражирующих боеприпасах, где компактность и высокая тяговооружённость являются определяющими факторами.

Одновременно с этим обнажилась острая проблема дефицита таких двигателей и зависимость ряда стран от импортных поставок. Это стимулировало развёртывание масштабных программ импортозамещения в России, Индии и других государствах, стремящихся к технологической независимости в критически важной области силовых установок для беспилотных систем.

Рыночный контекст лишь подтверждает стратегическую значимость этого направления. Глобальный рынок микро-турбинных двигателей для БПЛА демонстрирует устойчивый и уверенный рост. По данным аналитических агентств, в 2024 году объём этого рынка превысил \$3 млрд. Прогнозы разнятся в деталях, но сходятся в главном: к 2030 году рынок достигнет \$5 млрд, а по некоторым оценкам — \$5,8 млрд к 2034 году при среднегодовом темпе роста 6,3%. Рынок находится в фазе активной «технологической итерации и расширения спроса», что означает одновременно и быстрое совершенствование продуктов, и рост числа их применений.

Структура рынка отчётливо делится на три основных сегмента. Первый — массовый китайский, представленный та-

кими компаниями, как Swiwin и Telefly, где акцент сделан на доступность, высокую тяговооружённость и масштабируемость производства. Второй — европейский премиальный, с лидером в лице чешской PBS Group и её эталонным двигателем TJ100, где приоритетом являются ресурс, надёжность и международная сертификация (ТВО до 300 часов, сертификат EASA). Третий — сегмент развивающихся стран, реализующих амбициозные программы импортозамещения: Россия (линейка UEC R1/R500/R40), Индия (CSIR-NAL, Nabhdrishti Aerospace) и другие государства, стремящиеся создать собственные компетенции в этой критической области.

Технологический ландшафт МТРД в последние годы претерпевает настоящую революцию, связанную с внедрением аддитивных технологий — 3D-печати металлом. Наиболее ярким подтверждением этого прорыва стали успешные лётные испытания, проведённые в ноябре 2025 года китайской государственной корпорацией AECC (Aero Engine Corporation of China). Двигатель тягой 160 кгс, изготовленный с использованием междисциплинарной топологической оптимизации и технологий 3D-печати, в ходе 30-минутного испытания обеспечил полёт БПЛА-мишени на высоте 6000 метров со скоростью 0,75 Маха. Ключевая особенность этого двигателя: более 75% его массы, включая все вращающиеся детали, было изготовлено аддитивно.

Это достижение меняет саму философию проектирова-

ния и производства. 3D-печать позволяет создавать внутренние охлаждающие каналы сложнейшей геометрии, которые невозможно получить традиционным литьём, объединять сложные узлы в единую деталь, сокращая количество компонентов на 60%, и радикально ускорять цикл разработки — с лет до месяцев. Топологическая оптимизация, ставшая возможной именно благодаря аддитивным технологиям, позволяет распределять материал исключительно там, где он действительно необходим, снижая вес конструкции без потери прочности. По сути, 3D-печать превращает проектирование МТРД из процесса «что можно выточить» в процесс «что наилучшим образом выполняет функцию».

Совокупность всех этих факторов — геополитическая значимость, стремительный рост рынка, технологические прорывы и острая потребность в импортозамещении — выводит тему малых турбореактивных двигателей на передний план инженерной и оборонно-промышленной повестки. Однако за внешней привлекательностью МТРД скрывается глубокая внутренняя сложность. Каждый такой двигатель представляет собой сложнейший компромисс между термодинамической эффективностью (стремлением приблизиться к теоретическому КПД цикла Брайтона), материаловедческими ограничениями (способностью жаропрочных сплавов и керамики выдерживать экстремальные температуры), стоимостью производства (выбор между дорогими монокристаллическими лопатками и доступными поликристаллически-

ми аналогами) и требуемым ресурсом (ТВО от 20 до 300 часов в зависимости от назначения и ценового сегмента).

Именно это многомерное пространство компромиссов и делает МТРД столь актуальным объектом для системного исследования. Понимание того, как взаимосвязаны физика процессов, выбор материалов, конструктивные решения, производственные технологии и рыночная стратегия, позволяет не просто создавать более совершенные двигатели, но и осознанно выбирать оптимальную силовую установку для конкретного БПЛА с учётом его тактико-технического задания и экономических ограничений. В этом смысле изучение МТРД — это не узкая специальная задача, а ключ к пониманию будущего беспилотной авиации в целом.

Цели и задачи исследования

Цель настоящей книги — создание системного, междисциплинарного исследования малых турбореактивных двигателей (МТРД) класса тяг 50–200 кгс, охватывающего физику рабочих процессов, конструктивные особенности, материаловедение, системы управления, производственные технологии и глобальный рыночный ландшафт. Книга призвана ликвидировать пробел между разрозненными техническими публикациями и дать целостную картину МТРД как самостоятельной инженерной дисциплины, где законы газодинамики и термодинамики действуют в условиях жёстких масштабных ограничений.

Задачами исследования являются:

- анализ влияния масштабных эффектов на термодинамический цикл Брайтона и эффективность МТРД, включая доминирующие потери при уменьшении размеров двигателя: падение КПД компонентов из-за низких чисел Рейнольдса, рост относительных зазоров и утечек, тепловые потери и ограничения по температуре цикла;
- обоснование выбора конструктивных схем: сравнение центробежного и осевого компрессора, анализ преимуществ противоточной камеры сгорания, выбор между радиально-осевой и осевой турбиной, определение количественных порогов перехода на более сложные схемы;

– исследование материаловедческих ограничений и путей их преодоления: анализ никелевых суперсплавов (IN100, Mar M 246, Inconel 713C, Inconel 718), керамических материалов и керамических матричных композитов (нитрид кремния, карбид кремния), термобарьерных покрытий, а также сравнительный анализ монокристаллических и поликристаллических лопаток с оценкой их влияния на ресурс и стоимость;

– рассмотрение архитектуры систем управления (FADEC/ECU) и электрических систем: алгоритмы регулирования (от PID до нейросетевых регуляторов и нечёткой логики), управление запуском, адаптация к внешним условиям (высота до 12 км, температура от -40 до $+50$ °C), встроенная диагностика и прогнозирование отказов, а также интеграция стартер-генератора на валу двигателя;

– оценка влияния аддитивных технологий на проектирование и производство МТРД: анализ метода лазерного спекания металлических порошков (SLM/LPBF), топологической оптимизации, определение перечня деталей, уже изготавливаемых с помощью 3D-печати, а также ограничений по шероховатости поверхности, термической обработке и контролю качества;

– проведение сравнительного анализа ключевых производителей и сегментов рынка: характеристика трёх ценовых и качественных уровней (массовый китайский, европейский премиальный, развивающиеся страны), анализ объёма и ди-

намики глобального рынка, факторов стоимости и экономики одноразовых versus многоразовых систем;

– выявление перспективных направлений развития: рекуперация тепла (снижение удельного расхода топлива до 26%), промежуточное охлаждение в сочетании с рекуперацией, предварительное охлаждение на входе, а также циклы с детонационным сгоранием (RDE) для малых ТРД.

Практическая значимость книги состоит в том, что она адресована широкому кругу специалистов: инженерам-конструкторам БПЛА, принимающим решения о выборе силовой установки; студентам и аспирантам аэрокосмических специальностей, изучающим газотурбинные двигатели; аналитикам оборонной промышленности, оценивающим технологические тренды и рыночную динамику; техническим специалистам, участвующим в программах импортозамещения. Книга даёт не только фундаментальные знания, но и практические инструменты для дальнейших исследований — в частности, 10 глубоких исследовательских вопросов (промpts) для генеративных нейросетей, включённых в приложение, которые позволяют читателю самостоятельно углубляться в ключевые аспекты проектирования и эксплуатации МТРД.

Новизна подхода заключается в том, что книга впервые объединяет в одном издании фундаментальную физику рабочих процессов, инженерные компромиссы, производственные технологии и глобальный рыночный анализ приме-

нительно именно к классу малых ТРД для БПЛА. В отличие от существующих публикаций, фокусирующихся на отдельных аспектах, настоящее исследование представляет МТРД как целостную систему, где каждый инженерный выбор является результатом поиска баланса между термодинамической эффективностью, материаловедческими ограничениями, стоимостью производства и требуемым ресурсом.

Структура книги

Настоящая книга построена по принципу «от общего к частному» и «от физики к рынку» — логика, которая позволяет читателю последовательно погружаться в предметную область, не пропуская ни одного из ключевых уровней анализа. Отправной точкой служат фундаментальные физические законы, определяющие работу любого газотурбинного двигателя. Затем рассматривается, как эти законы преломляются в конкретных конструктивных элементах, какие материалы позволяют реализовать заложенные решения, как управлять сложной системой и, наконец, как всё это складывается в готовый продукт, имеющий свою цену, своего производителя и своё место на глобальном рынке. Завершает книгу взгляд в будущее — анализ перспективных технологий и прогноз развития отрасли.

Такая структура не случайна: малый турбореактивный двигатель (МТРД) — это не набор разрозненных узлов, а целостная система, где каждый компонент связан с другими тысячами физических, технологических и экономических нитей. Изменение одного параметра на уровне термодинамического цикла отзывается на ресурсе турбины, стоимости производства и, в конечном счёте, на цене конечного изделия. Поэтому движение от фундамента к прикладным аспектам — единственный способ дать читателю по-настоящему си-

стемное понимание предмета.

Часть I. Фундаментальные основы закладывает физическую базу всего последующего материала. В ней вводится классификация МТРД, подробно разбирается термодинамический цикл Брайтона — теоретическая основа работы всех газотурбинных двигателей — и, что особенно важно, детально исследуются эффекты масштабирования. Именно здесь читатель впервые сталкивается с ключевым парадоксом МТРД: при уменьшении размеров двигателя эффективность падает не потому, что меняются физические законы, а потому, что относительная величина потерь резко возрастает. Этот раздел задаёт систему координат, в которой будут рассматриваться все последующие инженерные решения.

Часть II. Конструкция и компоненты представляет собой последовательный разбор «сердца» двигателя. Глава за главой рассматриваются компрессор, камера сгорания и турбина — три главных элемента, определяющих работоспособность и эффективность МТРД. Здесь читатель увидит, как фундаментальные термодинамические ограничения превращаются в конкретные конструктивные компромиссы: почему центробежный компрессор доминирует в малых размерах, как устроена противоточная камера сгорания и почему турбина часто выполняется одноступенчатой. Каждое решение показано не как данность, а как результат поиска баланса между противоречивыми требованиями.

Часть III. Материалы и ресурс посвящена, пожалуй, са-

мому острому вопросу проектирования МТРД — как обеспечить приемлемый срок службы при экстремальных температурах и микроскопических размерах. В этом разделе рассматриваются жаропрочные никелевые суперсплавы, керамика и керамические матричные композиты, термобарьерные покрытия, а также механизмы, ограничивающие ресурс: ползучесть дисков турбины, высокочастотная усталость лопаток, износ подшипников. Читатель увидит, что ресурс МТРД — от 20 до 300 часов — это не случайный разброс, а закономерное следствие выбора материалов и конструктивных решений.

Часть IV. Системы управления и электрическая архитектура описывает «мозг» и «нервную систему» двигателя. Здесь рассматриваются цифровые системы управления (FADEC/ECU), алгоритмы регулирования — от классического PID до нейросетевых регуляторов и нечёткой логики, — а также стартер-генератор и электрическая архитектура в целом. Отдельное внимание уделяется адаптации двигателя к внешним условиям: полётам на высотах до 12 км и при температурах от -40 до $+50$ °C. Этот раздел показывает, что современный МТРД — это не просто механическое устройство, а высокоинтегрированный цифровой комплекс.

Часть V. Производственные технологии проводит сравнение традиционных методов — литья по выплавляемым моделям, порошковой металлургии, механической обработки — с революционными аддитивными технологиями (3D-пе-

чатью). Здесь показано, как лазерное спекание металлических порошков и топологическая оптимизация меняют саму философию проектирования, позволяя создавать детали сложнейшей геометрии, которые невозможно получить иными способами. На примере реальных разработок — двигателя АЕСС, где более 75% массы изготовлено аддитивно, — читатель увидит, что 3D-печать перестала быть лабораторным экспериментом и стала инструментом серийного производства.

Часть VI. Экономика и глобальный рынок даёт детальный разбор структуры рынка МТРД. Рассматриваются три ценовых и качественных уровня: массовый китайский сегмент (Swiwin, Telefly), европейский премиальный (PBS Group) и программы импортозамещения в развивающихся странах (Россия, Индия). Анализируются ключевые факторы стоимости — материалы, система охлаждения, объёмы выпуска, сертификация, — а также экономика одноразовых и много-разовых систем. Этот раздел показывает, что выбор двигателя определяется не только техническими параметрами, но и геополитическими реалиями, стратегиями национальной безопасности и рыночной конъюнктурой.

Часть VII. Перспективы и вызовы обращает взгляд в будущее. Здесь рассматриваются пути повышения экономичности МТРД: рекуперация тепла, позволяющая снизить удельный расход топлива на 20–30%, промежуточное охлаждение, предварительное охлаждение на входе и, наконец, ро-

торно-детонационные двигатели (RDE) — технология, которая обещает принципиально более высокий КПД и компактность. Этот раздел не даёт готовых ответов, но очерчивает направления, в которых будет развиваться отрасль в ближайшие 10–15 лет.

Завершает книгу Заключение, где синтезируются ключевые выводы всех частей, а центральная идея — МТРД как сложный компромисс между термодинамикой, материаловедением, стоимостью и ресурсом — получает своё итоговое осмысление. Книга также снабжена Приложениями, содержащими сводную таблицу параметров двигателей, глоссарий основных терминов и список условных обозначений. Особого внимания заслуживает приложение с 10 глубокими исследовательскими вопросами (промптами) для генеративных нейросетей — оно превращает книгу из простого справочника в инструмент для дальнейших исследований, позволяя читателю не только усвоить существующие знания, но и генерировать новые идеи.

Через всю книгу проходит красная нить — идея о том, что МТРД представляет собой сложный компромисс между термодинамической эффективностью, материаловедческими ограничениями, стоимостью производства и требуемым ресурсом. Каждый раздел раскрывает одну из граней этого компромисса, и только в их совокупности рождается целостное понимание того, что такое малый турбореактивный двигатель и какова его роль в современной и будущей беспилот-

ной авиации.

1.1 Типы двигателей, применяемых на БПЛА: электрические, поршневые, турбореактивные, турбовинтовые, турбовальные

Выбор типа силовой установки для беспилотного летательного аппарата (БПЛА) является одним из ключевых решений, определяющих его тактико-технические характеристики и область применения. Этот выбор определяется комплексом взаимосвязанных факторов: назначением аппарата, взлётной массой, требуемой дальностью и продолжительностью полёта, скоростным диапазоном, высотностью, а также эксплуатационными и экономическими ограничениями. Не существует универсального двигателя, одинаково эффективного для всех типов БПЛА, — каждый тип силовой установки занимает свою нишу, и понимание этого многообразия является необходимым условием для грамотного проектирования беспилотных систем.

Ниже приводится систематизированный обзор основных типов двигателей, применяемых в современной беспилотной авиации.

Электрические двигатели являются наиболее распространённым типом силовой установки для малых и средних БЛА,

включая мультикоптеры, самолётные дроны и гибридные аппараты. Их популярность обусловлена высокой эффективностью, простотой конструкции, низким уровнем шума и экологичностью — отсутствием прямых выбросов в атмосферу. Электрические двигатели обеспечивают плавное регулирование тяги, высокую надёжность и низкие эксплуатационные расходы. В беспилотной авиации применяются различные типы электродвигателей: синхронные двигатели с постоянными магнитами, бесколлекторные двигатели постоянного тока (BLDC), а также коллекторные двигатели. Бесколлекторные двигатели, благодаря высокому КПД, малому весу и низкому уровню шума, стали доминирующим решением для большинства мультироторных и лёгких самолётных БПЛА.

Однако ключевым ограничением электрических силовых установок остаётся малая продолжительность полёта, которая в зависимости от типа аккумуляторов и массы аппарата обычно составляет от 0,5 до 3 часов. Это ограничение напрямую связано с удельной энергоёмкостью современных аккумуляторных батарей, которая пока существенно уступает энергоёмкости углеводородного топлива. Тем не менее, для задач, требующих малых радиусов действия, бесшумности и возможности вертикального взлёта и посадки, электрические двигатели остаются практически безальтернативным решением.

Двигатели внутреннего сгорания (поршневые) традиционно используются в БЛА среднего и тяжёлого классов, где

требования к продолжительности и дальности полёта выходят на первый план. Основное преимущество поршневых двигателей — большая продолжительность полёта, достигающая 10–40 часов в зависимости от конструкции и запаса топлива, а также высокая грузоподъёмность (до 500 кг и более). В отличие от электрических систем, поршневые двигатели не зависят от ограниченной ёмкости аккумуляторов и могут быть дозаправлены в полевых условиях, что делает их предпочтительными для разведывательных и ударных миссий большой длительности.

Среди поршневых двигателей для БПЛА выделяются несколько основных типов. Двухтактные двигатели обладают высокой удельной мощностью и простотой конструкции, что делает их эффективными в диапазоне мощностей от 5 до 50 л.с.. Четырёхтактные двигатели обеспечивают более высокий КПД и больший ресурс, что особенно важно для длительных миссий. Роторно-поршневые двигатели (Ванкеля) предлагают высокую удельную мощность при компактных габаритах и малой вибрации, что делает их привлекательными для БПЛА с ограничениями по диаметру воздушного винта. Поршневые и электрические двигатели являются наиболее распространёнными типами силовых установок в современной беспилотной авиации, охватывая подавляющее большинство гражданских и многих военных применений.

Турбореактивные двигатели (ТРД) представляют собой класс газотурбинных двигателей, в которых тяга создаётся за

счёт реакции струи газов, истекающих из реактивного сопла. Это один из простейших типов газотурбинных двигателей, обладающий очень высоким отношением тяги к весу благодаря лёгкости конструкции и отсутствию громоздких механических трансмиссий. Однако платой за высокую удельную тягу является значительный расход топлива: турбореактивные двигатели потребляют большое количество топлива, что ограничивает их применение задачами, где скорость и высота важнее экономичности.

Именно турбореактивные двигатели обеспечивают БПЛА высокую скорость полёта (до 500–800 км/ч и выше) и способность действовать на больших высотах (до 12 000 м и более). Эти характеристики делают ТРД незаменимыми для скоростных разведывательных и ударных БПЛА, крылатых ракет и барражирующих боеприпасов. Современные примеры включают оснащение ударных БПЛА турбореактивными двигателями, что обеспечивает скачок скорости с 180 до 370 км/ч и усложняет их перехват средствами ПВО. В классе малых тяг (50–200 кгс) ТРД становятся предметом самостоятельного инженерного исследования, где законы газодинамики и термодинамики действуют в условиях жёстких масштабных ограничений, а каждый конструктивный элемент требует переосмысления.

Турбовинтовые (ТВД) и турбовальные (ТВад) двигатели относятся к классу газотурбинных двигателей непрямой реакции. В турбовинтовом двигателе основная тяга создаёт-

ся воздушным винтом, приводимым во вращение турбиной через редуктор, а реактивная тяга выхлопных газов играет вспомогательную роль. Турбовальный двигатель является модификацией ТВД, в которой вся или почти вся мощность турбины передаётся на выходной вал для привода несущего винта (в вертолётах) или иного потребителя мощности.

Эти типы двигателей занимают нишу между турбореактивными и поршневыми двигателями, обеспечивая более высокую экономичность, чем ТРД, и большую высотность и мощность, чем поршневые ДВС. Турбовинтовые двигатели находят применение в БПЛА большой продолжительности полёта, а также в транспортных и разведывательных беспилотных системах среднего и тяжёлого классов. Разработки в области малоразмерных турбовальных и турбовинтовых двигателей активно ведутся в рамках программ импортозамещения и создания новых поколений БПЛА.

Гибридные силовые установки представляют собой перспективное направление, сочетающее двигатель внутреннего сгорания (в качестве основного источника энергии) и электрическую систему (в качестве накопителя и преобразователя энергии). Такие системы позволяют объединить преимущества обоих типов: высокую энергоёмкость углеводородного топлива и гибкость электрического привода.

Различают две основные схемы гибридных установок:

- Последовательная схема: двигатель внутреннего сгорания приводит генератор, который вырабатывает электро-

энергию для питания электродвигателей и подзарядки аккумуляторов. ДВС не связан механически с движителями, что позволяет работать в оптимальном режиме независимо от нагрузки. Эта схема обеспечивает максимальную гибкость управления и снижение расхода топлива, но сопровождается дополнительными потерями при двойном преобразовании энергии.

- Параллельная схема: двигатель внутреннего сгорания и электродвигатель могут работать совместно или по отдельности, передавая мощность на общий вал движителя. Такая схема позволяет использовать ДВС в крейсерском режиме и электродвигатель для пиковых нагрузок (взлёт, маневрирование), обеспечивая высокую эффективность и резервирование.

Гибридные установки позволяют увеличить продолжительность полёта на 15–25% по сравнению с чисто электрическими системами и снизить взлётную массу БПЛА на 10–15%. Они рассматриваются как одно из ключевых направлений развития силовых установок для БПЛА средней и большой дальности.

Для наглядного сравнения рассмотренных типов двигателей ниже представлена сводная таблица по ключевым параметрам.

| Тип двигателя | Продолжительность полёта | Массовая отдача (тяга/мощность на вес) | Эксплуатационные расходы | Экологичность | Рабочий диапазон температур |

| Электрический | 0,5–3 ч | Высокая (для малых БПЛА) | Низкие | Высокая (нет выбросов) | Широкий (зависит от АКБ) |

| Поршневой ДВС | 10–40 ч | Средняя | Средние | Низкая (выбросы CO, шум) | Широкий |

| Турбореактивный | 0,5–2 ч (зависит от запаса топлива) | Очень высокая | Высокие | Низкая (выбросы, шум) | Широкий (до 12 км высоты) |

| Турбовинтовой/Турбовальный | 4–12 ч | Средняя/Высокая | Средние/Высокие | Низкая (выбросы) | Широкий (до 9 км высоты) |

| Гибридный | 5–15 ч (в зависимости от схемы) | Средняя | Средние | Средняя (сниженные выбросы) | Широкий |

Каждый из рассмотренных типов двигателей занимает свою чётко определённую нишу в экосистеме беспилотной авиации. Электрические двигатели доминируют в сегменте малых БПЛА и мультикоптеров, где важны простота, экологичность и бесшумность. Поршневые ДВС остаются основой для БПЛА средней и большой дальности, требующих длительного полёта и высокой грузоподъёмности. Турбореактивные двигатели являются единственным выбором для скоростных и высотных беспилотных систем, где на первый план выходят скорость и проходимость. Турбовинтовые и турбовальные двигатели занимают промежуточное положение, предлагая баланс между экономичностью и мощностью. Гибридные установки открывают новые возможности, объ-

единия достоинства различных технологий.

Выбор конкретного типа силовой установки всегда определяется тактико-техническими требованиями к конкретному БПЛА, и понимание сильных и слабых сторон каждого типа является фундаментом для принятия обоснованных инженерных решений.

1.2 Классификация газотурбинных двигателей: ТРД, ТРДД, ТВад

Газотурбинные двигатели (ГТД) составляют основу современной авиационной силовой установки. Их классификация строится на двух фундаментальных признаках: способе создания тяги и конструктивной схеме. По первому признаку двигатели делятся на двигатели прямой реакции — где тяга создаётся непосредственно реактивной струёй газов, истекающих из сопла, — и двигатели непрямой реакции, в которых механическая энергия газовой турбины передаётся на внешний движитель (воздушный винт или несущий винт), создающий тягу. Понимание этой классификации является необходимым условием для обоснованного выбора типа силовой установки при проектировании беспилотного летательного аппарата (БПЛА).

Турбореактивный двигатель (ТРД) представляет собой наиболее простой тип ГТД прямой реакции. В таком двигателе тяга создаётся исключительно за счёт реакции струи газов, истекающих из реактивного сопла с большой скоростью. Принципиальная схема ТРД включает следующие основные элементы: входное устройство (воздухозаборник), компрессор, камеру сгорания, турбину и реактивное сопло.

Рабочий процесс в ТРД организован следующим обра-

зом. Набегающий поток воздуха поступает в воздухозаборник, где происходит его предварительное динамическое сжатие. Затем воздух направляется в компрессор, где его давление повышается до значений, необходимых для эффективного сгорания топлива. Сжатый воздух поступает в камеру сгорания, куда впрыскивается авиационный керосин; топливно-воздушная смесь сгорает, и температура газа резко возрастает. Далее горячие газы поступают в турбину, где часть их потенциальной энергии преобразуется в механическую работу на валу, передаваемую на привод компрессора. Оставшаяся часть энергии газов преобразуется в кинетическую энергию струи, истекающей из реактивного сопла, что и создаёт реактивную тягу.

По типу применяемого компрессора ТРД классифицируются на три разновидности: с осевым компрессором (наиболее распространённый тип для авиационных двигателей), с центробежным компрессором (характерен для двигателей малых тяг, включая МТРД) и с осецентрибежным компрессором (комбинированная схема, сочетающая преимущества обоих типов). Типовая конструктивная схема одновального ТРД предполагает жёсткое соединение роторов компрессора и турбины на одном валу; такое решение обеспечивает простоту конструкции, высокую надёжность и минимальное количество опор ротора.

Турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД), как и ТРД, относится к двигателям прямой реакции, однако

отличается от него наличием второго, наружного контура. Принципиальное отличие ТРДД от классического ТРД заключается в том, что часть воздуха, поступающего в двигатель, проходит не через «горячий» тракт (компрессор — камера сгорания — турбина), а через наружный контур, где он сжимается вентилятором и затем выбрасывается через сопло, создавая дополнительную тягу.

Такая конструкция даёт ТРДД два ключевых преимущества. Во-первых, более низкий удельный расход топлива — по сравнению с ТРД он может быть ниже примерно в 1,5 раза. Это достигается за счёт уменьшения потерь с кинетической энергией газовой струи: двухконтурная схема позволяет отбрасывать больший объём воздуха с меньшей скоростью, что повышает пропульсивный КПД двигателя. Во-вторых, меньший уровень шума, что особенно важно для БПЛА, действующих в условиях скрытности.

Степень двухконтурности (отношение расхода воздуха через наружный контур к расходу через внутренний) может варьироваться в широких пределах. ТРДД малой степени двухконтурности занимают промежуточное положение между ТРД и турбовинтовыми двигателями по скорости и экономичности. ТРДД большой и сверхбольшой степени двухконтурности (до 12–20) обеспечивают ещё более высокую топливную эффективность. Существуют также форсажные варианты обоих типов — ТРДФ (турбореактивный двигатель с форсажной камерой) и ТРДДФ (двухконтурный турборе-

активный двигатель с форсажной камерой), в которых дополнительная камера сгорания, расположенная за турбиной, позволяет кратковременно увеличивать тягу до 50%.

Турбовальный двигатель (ТВаД) принципиально отличается от ТРД и ТРДД тем, что относится к двигателям не прямой реакции. В ТВаД вся или почти вся мощность газовой турбины передаётся не на создание реактивной струи, а на выходной вал, который через понижающий редуктор приводит в движение внешний движитель. Основной областью применения ТВаД являются вертолёт, где они служат силовыми установками для привода несущего винта. Кроме того, ТВаД используются в качестве вспомогательных силовых установок (ВСУ) для питания бортовых систем и привода генераторов.

К турбовальным двигателям тесно примыкают турбовинтовые двигатели (ТВД) — также двигатели не прямой реакции, в которых мощность газовой турбины передаётся на воздушный винт. Фактически ТВД можно рассматривать как гипертрофированный ТРДД с очень высокой степенью двухконтурности, где роль наружного контура выполняет воздушный винт. ТВД обеспечивают высокую экономичность на дозвуковых скоростях (500–700 км/ч), но уступают ТРД и ТРДД в максимальной скорости полёта.

Современные ГТД всех типов строятся по модульному принципу, что существенно упрощает их производство, техническое обслуживание и ремонт. Каждый модуль (компрес-

сор, камера сгорания, турбина и т.д.) может заменяться независимо от других, что сокращает время простоя и снижает эксплуатационные расходы.

Сравнительная характеристика ТРД, ТРДД и ТВАД по ключевым параметрам представлена в таблице 1.1.

Таблица 1.1 — Сравнительная характеристика ТРД, ТРДД и ТВАД

Параметр	ТРД	ТРДД	ТВАД
Способ создания тяги	Прямая реакция (реактивная струя)	Прямая реакция (реактивная струя + тяга вентилятора)	Непрямая реакция (мощность на валу)
Удельный расход топлива	Наиболее высокий	В 1,5 раза ниже, чем у ТРД	Наиболее низкий (в пересчёте на мощность)
Область применения	Высокоскоростные БПЛА, крылатые ракеты	Пассажирские и транспортные самолёты, БПЛА средней скорости	Вертолёты, турбовинтовые самолёты
Отношение тяги к весу	Высокое	Среднее	Низкое (оценивается по удельной мощности)
Максимальная скорость	Высокая (до сверхзвуковой)	Средняя (900–950 км/ч)	Низкая (500–700 км/ч)

Таким образом, каждый из рассмотренных типов газотурбинных двигателей занимает свою нишу в авиации, и выбор конкретного типа при проектировании БПЛА определяется комплексом требований: требуемой скоростью и высотой полёта, дальностью и продолжительностью мис-

сии, допустимой массой силовой установки и экономическими ограничениями. Для класса малых и средних БПЛА, где критическими являются компактность, высокая тяговооружённость и приемлемая стоимость, предпочтительным оказывается одноконтурный ТРД, особенности которого будут рассмотрены в последующих разделах.

1.3 Одновальный ТРД классической схемы как предпочтительный тип для БПЛА

Среди всего многообразия газотурбинных двигателей именно одновальный турбореактивный двигатель (ТРД) классической схемы является наиболее распространённым и предпочтительным для класса малых и средних беспилотных летательных аппаратов. Как отмечается в научной литературе, с точки зрения массы силовой установки одновальный ТРД классической схемы не имеет равных. В настоящее время большинство серийно выпускаемых микрогазотурбинных двигателей (МГТД) выполняются именно по схеме одновального ТРД. Это не случайность, а закономерный результат поиска оптимального баланса между сложностью конструкции, массой, надёжностью и стоимостью — ключевыми параметрами для силовых установок беспилотных систем.

Конструктивная простота

Одновальный ТРД имеет простую и компактную конструкцию: все роторы компрессора и турбины жёстко соединены на одном валу. Это обеспечивает минимальное количество опор ротора — как правило, от двух до четырёх, — что существенно упрощает балансировку и снижает стоимость

производства. Отсутствие сложных межвальных подшипников и редукторов делает двигатель технологичным в изготовлении и обслуживании. Такая схема послужила прототипом для большинства маломощных двигателей, используемых в качестве силовой установки для сверхлёгких и беспилотных летательных аппаратов.

Важно подчеркнуть, что одновальный ТРД для БПЛА — это не уменьшенная копия большой авиационной турбины, а самостоятельная инженерная дисциплина. Как показывают исследования, микрогазотурбинные двигатели не могут быть получены простым масштабированием большеразмерных ГТД и требуют индивидуального подхода к проектированию каждого компонента.

Высокая тяговооружённость

Одновальный ТРД обеспечивает исключительно высокое отношение тяги к весу — параметр, критически важный для БПЛА, где каждый килограмм массы напрямую влияет на лётные характеристики, полезную нагрузку и манёвренность. Эта архитектура позволяет достигать выдающихся значений тяговооружённости.

Наиболее показательным примером является двигатель Swiwin SW800Pro. Согласно официальным техническим характеристикам производителя, этот двигатель развивает максимальную тягу 80 кгс (по некоторым данным — до 81,6 кгс) при сухом весе всего 8,4–8,5 кг. Отношение тяги к весу составляет около 9,6:1 — выдающийся показатель, недости-

жимый для большинства других типов силовых установок. Двигатель имеет диапазон оборотов от 25 000 до 65 000 об/мин и способен работать при экстремальных температурах окружающей среды от -40°C до $+50^{\circ}\text{C}$.

Другим примером является чешский двигатель PBS TJ100 — одновальный ТРД, специально разработанный для беспилотных летательных аппаратов, мишеней и крылатых ракет. При тяге 1100–1250 Н (112–127 кгс) его сухой вес составляет 17,6–19,7 кг, что также обеспечивает высокую тяговооружённость. Двигатель оснащён встроенным стартер-генератором, что позволяет осуществлять запуск как на земле, так и в полёте.

Простота управления

Одновальная схема кардинально упрощает систему управления двигателем (ECU/FADEC). В отличие от многовальных схем, где требуется координация работы нескольких роторов, в одновальном ТРД управление осуществляется по одному основному параметру — частоте вращения ротора (N1). Это снижает сложность алгоритмов регулирования, уменьшает вычислительную нагрузку на электронный блок управления и, что особенно важно, повышает надёжность системы в целом.

Современные ECU для одновальных ТРД, как, например, разработанные компанией Swiwin, обеспечивают полный контроль над подачей топлива, моментом зажигания и работой бесколлекторного стартера, а также оснащены функ-

циями диагностики неисправностей и адаптации к внешним условиям. Минимальное количество управляющих параметров делает систему менее подверженной сбоям и упрощает её настройку и обслуживание.

Быстрый выход на режим

Одновальный ТРД обладает малой инерционностью ротора благодаря минимальному количеству вращающихся масс, жёстко соединённых на одном валу. Это обеспечивает быстрый выход на рабочий режим — время запуска обычно составляет 10–30 секунд. Например, двигатель Swiwin SW800Pro способен выходить на рабочий режим всего за 30 секунд. Высокая приёмистость — важнейшее качество для БПЛА, действующих в динамичной обстановке, где требуется быстрое реагирование на изменение режима полёта, экстренный уход от угрозы или оперативный сброс полезной нагрузки.

Технологичность и стоимость

Простота конструкции одновального ТРД делает его технологичным в производстве и относительно недорогим — фактор, критически важный для серийных и особенно одноразовых систем, таких как крылатые ракеты и барражирующие боеприпасы. Минимальное количество деталей (например, двигатель Microturbo TRI 60 имеет всего 20 основных компонентов) снижает затраты на материалы, оснастку и сборку. Это объясняет, почему китайские производители, ориентированные на массовое производство, предпочитают

именно одновальную схему, достигая выдающейся тяговооружённости при минимальной стоимости.

Ограничения одновальной схемы

Объективный анализ требует указать и на ограничения одновального ТРД. Главный недостаток — более высокий удельный расход топлива по сравнению с двухконтурными двигателями. Отсутствие второго контура, через который проходит дополнительная масса воздуха без сжигания топлива, снижает пропульсивный КПД на дозвуковых скоростях. Кроме того, одновальная схема накладывает ограничения на максимальную степень повышения давления в компрессоре: исследования показывают, что одновальные ТРД эффективны при степенях сжатия от 6 до 12, тогда как двухвальные конструкции могут работать при соотношениях от 15 до 25. Наконец, температура газа перед турбиной также ограничена, так как жёсткая связь компрессора и турбины на одном валу не позволяет оптимизировать их работу независимо друг от друга.

Резюмирующий вывод

Одновальный ТРД классической схемы представляет собой оптимальный баланс между простотой, надёжностью, тяговооружённостью и стоимостью. Именно это сочетание делает его предпочтительным выбором для подавляющего большинства БПЛА с реактивной тягой. Как показывают исследования и многолетняя практика эксплуатации, с точки зрения массы силовой установки этот тип ГТД не имеет аль-

тернатив в классе малых и средних беспилотных систем. Ограничения по удельному расходу топлива и степени сжатия являются приемлемой платой за компактность, высокую удельную тягу и технологичность — параметры, которые в конечном счёте определяют боевую эффективность и экономическую целесообразность применения беспилотных летательных аппаратов.

1.4 Диапазон тяг: от микро-ТРД (до 50 кгс) до малых ТРД (50–200 кгс)

Турбореактивные двигатели для беспилотных летательных аппаратов классифицируются по уровню развиваемой тяги, и эта классификация напрямую связана с массой, размерами и назначением самого летательного аппарата. От класса тяги зависят не только лётные характеристики БПЛА, но и конструктивные решения, применяемые материалы, сложность систем управления и, в конечном счёте, стоимость всей силовой установки. Понимание этой иерархии является первым и необходимым шагом при выборе двигателя для конкретной беспилотной системы.

Микро-ТРД (до 50 кгс, ~500 Н)

Класс микро-ТРД с тягой до 50 кгс является наиболее массовым и доступным на современном рынке. Эти двигатели характеризуются компактными габаритами и малым весом: длина обычно составляет 250–400 мм, диаметр — 150–200 мм, а сухой вес укладывается в диапазон 1,5–5 кг. Такие параметры делают их идеальными для лёгких беспилотных летательных аппаратов, авиамоделей, мишеней и барражирующих боеприпасов. Микро-ТРД обеспечивают небольшим БПЛА скорость до 300–400 км/ч и высотность до 3000–5000 м, что достаточно для многих тактических задач.

Характерной особенностью этого класса является его происхождение: микро-ТРД часто «вырастают» из хобби-рынка авиамоделизма. Компания Swiwin, основанная в 2013 году, является ярким примером такой эволюции. Начав с двигателей для радиоуправляемых моделей, сегодня она предлагает 19 различных моделей в диапазоне тяг от 5,5 до 80 кгс. Среди наиболее показательных представителей класса — Swiwin SW240B с тягой 24 кгс и сухим весом всего 1,74 кг, а также Swiwin SW400Pro с тягой около 40 кгс и весом 3,24 кг. Эти двигатели оснащаются собственными электронными системами управления (ECU), бесколлекторными стартерами и способны работать в широком диапазоне условий: от -40°C до $+50^{\circ}\text{C}$ на высотах до 12 000 метров. Их выдающаяся тяговооружённость (у SW400Pro отношение тяги к весу превышает 12:1) делает их чрезвычайно привлекательными для разработчиков лёгких и сверхлёгких беспилотных систем.

Малые ТРД (50–200 кгс, ~500–2000 Н)

Этот класс является основным предметом настоящей книги и представляет собой наиболее востребованную категорию силовых установок для полноразмерных боевых БПЛА, крылатых ракет и ударных беспилотников. Двигатели этого класса обеспечивают беспилотным аппаратам скорость 500–800 км/ч и высотность до 12 000 м, что позволяет им действовать в условиях современных систем противовоздушной обороны.

Характерные термодинамические параметры для двигате-

лей этого класса: степень повышения давления в компрессоре π_c 2–7, температура газа перед турбиной T_{t4} 1200–1500 К, удельный расход топлива 31–49 г/(кН·с). Эти значения отражают фундаментальные ограничения, накладываемые масштабными эффектами при уменьшении размеров двигателя: в малых размерах относительная доля потерь (утечки через зазоры, трение, теплопереток) возрастает, что ограничивает достижимые параметры цикла.

Рынок двигателей этого класса представлен несколькими ключевыми игроками. Европейский сегмент возглавляет чешская компания PBS Group с флагманским двигателем PBS TJ100, развивающим тягу 1100–1250 Н (~112–127 кгс) при сухом весе 17,6–19,7 кг. Двигатель имеет назначенный ресурс до капитального ремонта (ТВО) 300 часов и сертификат EASA, что делает его эталоном надёжности в своём классе.

Российский сегмент представлен линейкой UEC (Объединённая двигателестроительная корпорация), разработанной на базе технологий компании «Рейнольдс». Флагманская модель UEC R1 имеет тягу 150 кгс (1,47 кН), сухой вес 18 кг, длину 520 мм и диаметр 230 мм, при удельном расходе топлива 1,2 кг/(кгс·ч). Модель UEC R500 с тягой 55–70 кгс имеет вес всего 7,5 кг, а компактная UEC R40 с тягой 40 кгс — 4,5 кг.

Китайский сегмент в классе 50–200 кгс представлен как частными, так и государственными производителями.

Swiwin предлагает модель SW1200Pro с тягой 120 кгс и весом 16 кг. Компания Telefly поставляет двигатели TF-TJ2000A с тягой 200 кгс (вес ~29 кг) и снятый с производства LX-WP-160 с тягой 160 кгс. Наконец, государственная корпорация АЕСС в ноябре 2025 года успешно провела лётные испытания 3D-печатного двигателя тягой 160 кгс, изготовленного с использованием многодисциплинарной топологической оптимизации. В ходе 30-минутного испытания двигатель обеспечил полёт БПЛА-мишени на высоте 6000 м и скорости 0,75 Маха.

ТРД средней тяги (200–1000 кгс)

Класс двигателей средней тяги представляет собой переходную ступень к большой авиации. Хотя эти двигатели выходят за рамки предмета настоящей книги, их краткое упоминание необходимо для полноты картины. Типичным представителем этого класса является французский Microturbo TRI 60, выпускающийся с 1974 года. Двигатель развивает тягу от 3,5 до 5,3 кН (~357–540 кгс) в зависимости от модификации, имеет трёхступенчатый осевой компрессор и степень сжатия до 6,3:1. Такие двигатели применяются в более крупных крылатых ракетах и разведывательных БПЛА, где требуются большая дальность и высотность.

Зависимость параметров от тяги

С ростом тяги закономерно увеличиваются габариты, вес и ресурс двигателя, но при этом снижается удельный расход топлива. Это связано с тем, что в более крупных двигате-

лях масштабные эффекты проявляются в меньшей степени: относительная доля потерь на утечки, трение и теплопереток снижается, а КПД компонентов (компрессора и турбины) возрастает. Крупные двигатели также позволяют применять более сложные системы охлаждения лопаток и использовать более дорогие, но более жаропрочные материалы, что в совокупности даёт выигрыш в экономичности.

Обратная зависимость наблюдается при уменьшении тяги: относительная доля потерь возрастает, что приводит к более высокому удельному расходу топлива. Именно поэтому микро-ТРД имеют УРТ на уровне 1,1–1,3 кг/(кгс·ч), тогда как двигатели большой авиации достигают значений 0,6–0,8 кг/(кгс·ч). Как показывают исследования, в малых двигателях обратная работа (доля мощности турбины, расходуемая на привод компрессора) может составлять от 0,67 до 0,81 от всей мощности турбины, что является одной из главных причин низкой экономичности.

Сегментация рынка по тяге

Рынок МТРД чётко сегментирован по тяговым классам. В классе до 50 кгс доминируют китайские производители, прежде всего Swiwin, предлагающие широкую линейку двигателей с выдающейся тяговооружённостью и агрессивной ценовой политикой. В классе 50–200 кгс конкуренция значительно шире: здесь представлены европейские производители (PBS Group) с акцентом на ресурс и сертификацию, российские (UEC) с программами импортозамещения и ки-

тайские (Telefly, AECC, Swiwin) с массовым производством и внедрением передовых технологий. Класс выше 200 кгс остаётся нишей для специализированных производителей, таких как Microturbo, и постепенно переходит в сферу большой авиации.

Резюмирующий вывод

Классификация турбореактивных двигателей по тяге является первичным и определяющим критерием при выборе силовой установки для БПЛА. Каждый тяговый класс имеет свою нишу, свои конструктивные особенности и своих производителей. Микро-ТРД до 50 кгс доминируют в сегменте лёгких и сверхлёгких беспилотных систем, предлагая максимальную тяговооружённость при минимальной стоимости. Малые ТРД 50–200 кгс являются «рабочими лошадками» боевой беспилотной авиации, обеспечивая баланс между тягой, габаритами, ресурсом и стоимостью. Именно этому классу посвящён весь последующий материал книги — от термодинамических основ и конструктивных особенностей до материаловедения, систем управления, производственных технологий и экономики.

2.1 Цикл Брайтона: теория и практика

Цикл Брайтона (его ещё называют циклом Джоуля) — это идеальная модель, описывающая, как воздух и продукты сгорания движутся через двигатель, превращая теплоту сгоревшего топлива в полезную работу — в данном случае в тягу. Все газотурбинные двигатели работают по этому принципу, и для инженера понимание цикла — это основа для оценки того, насколько эффективно двигатель использует топливо и где скрыты его ограничения. В идеальном мире цикл был бы обратимым и без потерь, но в реальности всё сложнее.

Четыре этапа идеального цикла (как воздух «путешествует» по двигателю)

Представим себе порцию воздуха, которая входит в двигатель. С ней происходит четыре последовательных превращения.

1. Сжатие (в компрессоре). Воздух засасывается и сжимается компрессором. При сжатии его давление и температура растут. Это похоже на то, как поршень сжимает воздух в велосипедном насосе — воздух нагревается. В двигателе эту работу выполняют лопатки компрессора, которые вращаются на валу. Энергию для сжатия даёт турбина, но об этом позже. В идеале сжатие происходит без потерь тепла — всё

тепло остаётся внутри воздуха.

2. Нагрев (в камере сгорания). Сжатый горячий воздух поступает в камеру сгорания, куда впрыскивается топливо. Топливо воспламеняется, и при сгорании выделяется огромное количество тепла. Давление при этом почти не меняется (постоянное давление), а температура воздуха резко взлетает до очень высоких значений (до 1200–1500 кельвинов). Это самый горячий участок цикла.

3. Расширение (в турбине). Нагретый до предела газ устремляется на лопатки турбины. Расширяясь, он отдаёт свою энергию — вращает турбину. Часть этой энергии уходит обратно на привод компрессора (чтобы сжимать новую порцию воздуха), а оставшаяся часть «избыточной» энергии превращается в кинетическую энергию струи, которая и создаёт тягу. В идеале расширение тоже происходит без потерь тепла.

4. Охлаждение (выхлоп в атмосферу). Отработавшие газы покидают турбину и выбрасываются наружу (через сопло). Они ещё горячие, но уже отдали часть своего тепла на совершение работы. В цикле этот этап считается отводом тепла в атмосферу — воздух охлаждается до начальной температуры, замыкая круговорот.

Что определяет эффективность цикла (без формул)

В идеальном мире эффективность (то, какую долю тепла топлива мы превращаем в полезную работу) зависит всего от одного показателя — насколько сильно мы сжали воз-

дух в компрессоре. Чем выше степень сжатия, тем больше КПД. То есть если компрессор может создать высокое давление, двигатель будет более экономичным. При этом максимальная температура в цикле (температура перед турбиной) в идеале не влияет на КПД — она лишь увеличивает количество вырабатываемой работы на единицу расхода воздуха, но не меняет сам процент преобразования тепла в работу.

Это важный теоретический вывод: для повышения КПД нужно в первую очередь увеличивать степень сжатия, а не просто поднимать температуру.

Почему реальный двигатель работает хуже идеального

На практике всё не так радужно. В реальном двигателе есть множество потерь, которые снижают эффективность по сравнению с идеальным циклом.

- В компрессоре и турбине сжатие и расширение происходят не идеально — есть трение, завихрения, перетекания газа через зазоры. Это требует больше работы для сжатия и уменьшает полезную работу расширения. Фактически КПД этих узлов в малых двигателях может быть всего 50–70%, тогда как в больших — более 85–90%.

- В камере сгорания топливо сгорает не полностью, а также есть потери давления — газ не просто греется, но и теряет часть напора.

- Часть тепла уходит через стенки двигателя в окружающую среду, особенно в маленьких двигателях, где площадь поверхности велика по сравнению с объёмом.

- Есть механические потери на трение в подшипниках.

Все эти несовершенства учитываются через так называемый внутренний КПД — это произведение эффективности каждого компонента. В результате реальный КПД оказывается существенно ниже теоретического.

Какие параметры характерны для малых ТРД (50–200 кгс) и что это значит

В классе малых двигателей для беспилотников степень сжатия обычно небольшая — от 2 до 7 (для сравнения, у больших авиационных двигателей она может достигать 40 и выше). Температура перед турбиной также ограничена диапазоном 1200–1500 К, что заметно ниже, чем у «большой авиации» (там часто больше 1800 К).

Из-за низкой степени сжатия теоретический КПД таких двигателей скромен — порядка 30–40% в идеале. Но из-за масштабных потерь реальный эффективный КПД может падать до 17–20% и ниже. Это означает, что большая часть энергии топлива уходит в виде тепла выхлопных газов или тратится на преодоление внутренних потерь, а не на создание тяги.

Итог: цикл задаёт потолок, но реальность отодвигает нас от него

Цикл Брайтона — это теоретический предел, «золотой стандарт», к которому конструкторы могут стремиться. Он чётко показывает, что главный рычаг повышения эффективности — это увеличение степени сжатия. Однако для ма-

лых двигателей это сделать крайне трудно из-за физических ограничений: малые размеры приводят к большим относительным зазорам, низким числам Рейнольдса (ухудшающим аэродинамику), сложности охлаждения лопаток и т.д. Поэтому реальные МТРД работают намного менее эффективно, чем можно было бы ожидать из идеальной модели. В следующих разделах как раз и разбираются эти «масштабные эффекты», которые и являются главной головной болью инженеров, проектирующих турбореактивные двигатели для беспилотников.

2.2 Как изменяется эффективность цикла при уменьшении размеров двигателя

При переходе от крупных авиационных двигателей к МТРД класса тяг 50–200 кгс термодинамический цикл Брайтона претерпевает серьёзные изменения. Как справедливо отмечается в современной научной литературе, производительность малых двигателей нельзя напрямую вывести из характеристик крупных установок: различия в масштабе приводят к существенно иным термодинамическим и пропульсивным характеристикам. Эффективность падает не из-за смены физических законов, а вследствие того, что при масштабировании относительная величина потерь резко возрастает, а достижимые параметры цикла — степень сжатия и температура — снижаются. Масштабные эффекты существенно влияют на аэродинамические, тепловые и combustion характеристики миниатюрных турбинных систем, снижая общую эффективность по сравнению с полно-размерными двигателями.

Падение КПД компонентов

В малых размерах компрессор и турбина работают со значительно меньшим КПД. Экспериментальные исследования коммерческих микро-турбореактивных двигателей показы-

вают, что политропический КПД центробежного компрессора в микро-ТРД составляет 0,65–0,80, а политропический КПД турбины может опускаться до 0,55–0,74. Степень повышения давления в компрессоре при этом обычно не превышает 2–5 (для сравнения, у больших двигателей эти показатели намного выше).

Причина столь значительного падения КПД кроется в эффектах низких чисел Рейнольдса. Из-за малых размеров лопаток и каналов обтекающий их воздушный поток имеет низкое число Рейнольдса, что приводит к росту коэффициентов трения и, как следствие, к большим аэродинамическим потерям. Исследования показывают, что даже изменение производительности компрессора на 1% может повлиять на расход топлива двигателя на 0,5%. Кроме того, в малых каналах пограничный слой начинает занимать значительную часть площади проходного сечения, фактически действуя как *blockage* области и ограничивая массовый расход, способный пройти через проточную часть.

Рост относительных зазоров и утечек

Пожалуй, самым критичным фактором, ограничивающим эффективность МТРД, является проблема относительных зазоров. Абсолютная величина зазора между лопаткой и корпусом не может быть уменьшена пропорционально размерам двигателя из-за ограничений по прочности, тепловым деформациям и возможностям современных производственных технологий. В результате относительный зазор (отноше-

ние зазора к высоте лопатки) становится значительно больше.

Как отмечается в патентной литературе, из-за различий в относительном центробежном и тепловом росте роторов и корпусов, а также эффектов масштабирования, малые компрессоры и турбины страдают от больших относительных торцевых зазоров. Достижение оптимального относительного зазора в микро-двигателях требует субмикронной точности, которая часто превышает возможности традиционной обработки или даже передовых аддитивных технологий.

Перетечки газа через увеличенные зазоры становятся массовыми. Движимая перепадом давления между сторонами лопатки, рабочая среда проталкивается через узкий зазор, создавая вторичный поток, направленный противоположно основному течению. Это приводит не просто к объёмным потерям, но и к значительной аэродинамической засор и росту энтропии. По оценкам, утечки через торцевые зазоры могут составлять 10–15% падения КПД ступени в микро-масштабе.

Снижение допустимых температур цикла

Термический КПД цикла Брайтона напрямую зависит от температуры газа перед турбиной. Однако в малых двигателях её приходится ограничивать из-за сложности организации эффективного охлаждения микро-лопаток. В крупных авиадвигателях применяются сложные системы внутреннего охлаждения лопаток, позволяющие поднимать температу-

ру газа выше температуры плавления металла. В микро-ТРД размеры лопаток настолько малы, что создание подобных охлаждающих каналов крайне сложно.

В результате температура на входе в турбину для большинства микро-ТРД ограничена диапазоном $600\text{--}800^{\circ}\text{C}$ (по некоторым данным, до $800\text{--}950^{\circ}\text{C}$), что значительно ниже, чем у больших двигателей ($1200\text{--}1500^{\circ}\text{C}$ и выше). Микро-турбины часто изготавливаются из менее дорогих материалов, что также вынуждает их работать при более низких максимальных температурах, снижая термическую эффективность. Повышение температуры на входе в турбину на практике ограничивается возможностями металлических сплавов, используемых для изготовления компонентов турбины.

Тепловые потери и тепловой переток

Эффект соотношения объёма и площади играет критическую роль в микро-двигателях. Крупные двигатели выигрывают от высокого отношения объёма к площади поверхности, что позволяет эффективно изолировать «горячую секцию» от «холодной». В микро-турбинах это соотношение обратное: увеличенная площадь поверхности по отношению к объёму газа приводит к массивному тепловому перетоку через общий вал и корпус.

Этот паразитный теплоперенос предварительно нагревает воздух, поступающий в компрессор, снижая его плотность и увеличивая работу, необходимую для сжатия, что в конеч-

ном счёте понижает чистую выходную мощность цикла и его термический КПД. Компактная конструкция приводит к тому, что тепло от турбины перегревает корпус компрессора, дополнительно снижая его эффективность.

Рост механических и других потерь

Относительный вклад механических потерь на трение в подшипниках в общий баланс мощности возрастает. Микро-ТРД работают на сверхвысоких частотах вращения (60 000–108 000 об/мин). Хотя высокоскоростная работа обеспечивает высокую удельную мощность, характерную для этих двигателей, она также экспоненциально увеличивает ветряные потери и паразитное сопротивление, которые могут быстро превысить чистый прирост мощности, если степень повышения давления не управляется точно.

В малых камерах сгорания сложнее обеспечить полное и стабильное сгорание. Временные масштабы, необходимые для смесеобразования и воспламенения, инвариантны к размеру двигателя, но время пребывания смеси в камере сгорания уменьшается по мере уменьшения объёма. Это создаёт дополнительные трудности в организации эффективного и устойчивого горения.

Компромиссная эффективность

Все эти факторы приводят к тому, что малые ТРД имеют значительно более высокий удельный расход топлива. Однако, как показывают исследования, общий КПД (произведение термического и пропульсивного) может быть не настоль-

ко катастрофически низким. Результаты моделирования показывают, что хотя термический и пропульсивный КПД варьируются между двигателями разных масштабов, общие КПД остаются схожими, с почти линейной зависимостью от числа Маха вплоть до запыриания сопла.

Это происходит потому, что, жертвуя термической эффективностью (из-за низкой степени сжатия и температуры), малый двигатель может иметь более высокую пропульсивную эффективность за счёт меньшей скорости истечения газов. Кроме того, обратная работа — доля мощности турбины, расходуемая на привод компрессора, — в микро-ТРД оценивается в диапазоне 0,67–0,81 в зависимости от частоты вращения. Это означает, что до 81% энергии, вырабатываемой турбиной, уходит на вращение компрессора, и лишь оставшаяся часть идёт на создание реактивной тяги.

Таким образом, проектирование малого ТРД представляет собой искусство поиска компромисса, где инженеры вынуждены мириться с низкой эффективностью отдельных компонентов ради достижения приемлемого общего КПД и требуемой тяги в заданных условиях полёта.

2.3 Доминирующие потери в малых размерах

При переходе от крупных авиационных двигателей к МТРД класса тяг 50–200 кгс термодинамический цикл Брайтона претерпевает кардинальные изменения. Эффективность падает не из-за смены физических законов, а вследствие того, что при масштабировании относительная величина потерь резко возрастает, а достижимые параметры цикла снижаются. Производительность малых двигателей нельзя напрямую выводить из характеристик крупных установок. В микро-ТРД доминируют три группы потерь: аэродинамические потери из-за низких чисел Рейнольдса, утечки через увеличенные относительные зазоры и тепловые потери, обусловленные неблагоприятным соотношением поверхности и объёма. Каждая из этих групп потерь заслуживает детального рассмотрения.

Часть А. Падение КПД компонентов из-за низких чисел Рейнольдса

Число Рейнольдса (Re) — фундаментальный критерий подобия течений, определяющий соотношение сил инерции и сил вязкости в потоке. Для обтекания лопаточных аппаратов турбомашин число Рейнольдса рассчитывается по характерному размеру (обычно хорде профиля или высоте ло-

патки) и скорости потока. В крупных авиационных двигателях числа Рейнольдса в проточной части составляют сотни тысяч и миллионы, что обеспечивает развитое турбулентное течение с относительно малыми вязкими потерями.

В МТРД ситуация принципиально иная. Из-за малых размеров лопаток и каналов обтекающий их воздушный поток имеет низкое число Рейнольдса. При Re менее 100 000 течение на поверхности лопаток становится ламинарным, что резко увеличивает потери на трение. Это приводит к росту коэффициентов трения и, как следствие, к значительным аэродинамическим потерям. Профильные потери дополнительно возрастают из-за технологических ограничений: в микро-размерах невозможно изготовить лопатки с тонкими, остро заточенными профилями, характерными для большой авиации. Использование более толстых профилей с относительно тупыми передними кромками увеличивает профильное сопротивление и волновые потери.

Количественно это выражается в существенном падении КПД компонентов. Типичный КПД центробежного компрессора в микро-ТРД составляет 50–70%, тогда как в крупных двигателях он превышает 85%. Политропический КПД турбины в малых размерах может опускаться до 55–74%. Для сравнения: в больших авиационных двигателях эти значения превышают 90%. Столь значительное падение эффективности является прямым следствием низких чисел Рейнольдса, которые делают течение в проточной части МТРД

принципиально более «вязким» и менее эффективным.

Часть Б. Рост относительных зазоров и утечек через лабиринтные уплотнения

Пожалуй, самый критичный фактор, ограничивающий эффективность МТРД, — это проблема зазоров. В любом лопаточном аппарате существует радиальный зазор между вращающимися лопатками и неподвижным корпусом. Через этот зазор происходит перетекание газа с поверхности высокого давления на поверхность низкого давления, что создаёт так называемые потери на концевых утечках.

В крупных двигателях проблема зазоров решается за счёт того, что абсолютная величина зазора может быть достаточно мала по отношению к высоте лопатки. Однако в МТРД абсолютная величина зазора не может быть уменьшена пропорционально размерам двигателя. Это связано с фундаментальными ограничениями: минимально достижимый зазор определяется точностью изготовления подшипников, тепловыми деформациями корпуса и ротора в процессе работы, а также прочностными ограничениями, не позволяющими сделать элементы конструкции слишком тонкими.

В результате относительный зазор (отношение зазора к высоте лопатки) в МТРД становится значительно больше, чем в крупных двигателях. Это ведёт к массовым перетечкам газа через зазор. В центробежном компрессоре, который является доминирующим типом для МТРД, перетечки через зазор между рабочим колесом и корпусом особенно

значительны из-за высокого перепада давления на колесе. По оценкам, такие утечки могут снижать КПД ступени на 10–15%. Исследования показывают, что увеличение зазора с 2,5% до 5% от высоты лопатки может снизить эффективность ступени на несколько процентных пунктов.

Эта проблема усугубляется тем, что в МТРД, особенно в массовом сегменте, допуски на изготовление менее жёсткие, чем в премиальных авиационных двигателях. В результате фактические зазоры могут быть ещё больше расчётных, что дополнительно снижает КПД и увеличивает расход топлива.

Часть В. Тепловые потери и управление тепловым потоком

Третья группа потерь связана с тепловыми процессами. В крупных авиационных двигателях большой объём «горячей секции» (камеры сгорания и турбины) при относительно малой площади поверхности обеспечивает хорошую теплоизоляцию: основная часть тепла, выделяющегося при сгорании, идёт на совершение полезной работы, а потери тепла в окружающую среду пренебрежимо малы.

В МТРД это соотношение обратное: площадь поверхности велика по отношению к объёму. Это ведёт к значительным относительным потерям тепла в окружающую среду. Особенно сильно этот эффект проявляется в камере сгорания, где потери тепла через стенки могут быть на два порядка больше, чем в обычные камеры сгорания.

Однако наиболее коварным тепловым эффектом является

так называемый обратное тепловое воздействие — переток тепла от горячей турбины через вал и корпус к компрессору. В МТРД из-за малых размеров и компактной компоновки теплопроводность материалов и излучение создают интенсивный тепловой поток от турбины к компрессору. Это предварительно нагревает поступающий в компрессор воздух, снижая его плотность и увеличивая работу, необходимую для сжатия. Кроме того, нагрев корпуса компрессора изменяет радиальные зазоры, что дополнительно ухудшает эффективность.

Управление тепловым перетоком требует специальных конструктивных решений: тепловых барьеров, керамических покрытий, оптимизации зазоров с учётом тепловых расширений, а также продуманной организации воздушных потоков для охлаждения критических зон. Однако все эти решения увеличивают сложность и стоимость двигателя, что вступает в противоречие с требованием доступности для массовых и одноразовых систем.

Резюмирующий вывод

Три группы потерь — аэродинамические (низкие числа Рейнольдса), утечки (увеличенные относительные зазоры) и тепловые (обратное тепловое воздействие и повышенные теплопотери) — являются фундаментальными ограничениями для МТРД и определяют разрыв в эффективности между малыми и большими двигателями. Эти потери не могут быть полностью устранены никакими конструктивными ухищре-

ниями, поскольку они являются следствием масштабных эффектов. Именно поэтому удельный расход топлива МТРД ($1,1\text{--}1,3 \text{ кг}/(\text{кгс}\cdot\text{ч})$) почти вдвое выше, чем у крупных турбовентиляторных двигателей ($0,6\text{--}0,8 \text{ кг}/(\text{кгс}\cdot\text{ч})$). Понимание природы этих потерь — ключ к осознанному проектированию, выбору материалов и оптимизации режимов работы МТРД. Каждое конструктивное решение в малом двигателе является компромиссом между стремлением снизить эти потери и неизбежными ограничениями, накладываемыми миниатюризацией.

2.4 Ограничения по температуре цикла и их влияние на КПД

Термический КПД цикла Брайтона напрямую зависит от температуры газа перед турбиной (TIT — Turbine Inlet Temperature): чем выше TIT, тем выше КПД. Это фундаментальное соотношение стимулирует инженеров постоянно повышать температуру в «горячей части» двигателя. Однако в классе малых турбореактивных двигателей (МТРД) поднять TIT до уровня, характерного для крупных авиационных двигателей, невозможно по нескольким фундаментальным причинам. Как отмечается в научной литературе, повышение температуры перед турбиной ограничено на практике возможностями металлических сплавов, используемых для изготовления компонентов турбины. Это ограничение становится определяющим фактором, формирующим облик всего двигателя.

Сложность охлаждения лопаток

В крупных авиационных газотурбинных двигателях применяются сложные системы внутреннего охлаждения лопаток — конвективного, плёночного, пористого и эффузионного — что позволяет поднимать температуру газа значительно выше температуры плавления металла. За десятилетия развития больших двигателей именно совершенствова-

ние систем охлаждения турбинных лопаток стало главным фактором повышения их эффективности.

В микро-ТРД ситуация принципиально иная. Размеры лопаток настолько малы (высота лопаток исчисляется миллиметрами), что создание внутренних охлаждающих каналов традиционной конструкции крайне сложно, а часто и невозможно. Простая конструкция в сочетании с малой толщиной профиля турбинных лопаток не позволяет использовать внутренне охлаждаемые компоненты. Большинство лопаток турбин в микро-ТРД не имеют охлаждения, подобного используемому в больших двигателях.

В крупных двигателях охлаждаемые лопатки производятся методом инвестиционного литья с использованием керамических стержней, которые после отливки вымываются, оставляя сложные внутренние полости. В микро-размерах этот процесс либо технически неосуществим, либо экономически неоправдан. Даже если удаётся создать охлаждающие каналы в микро-лопатках (например, с использованием электроэрозионной обработки), это остаётся крайне сложным и дорогим процессом. Кроме того, отбор воздуха на охлаждение из компрессора существенно снижает общую эффективность и без того малого двигателя, уменьшая массовый расход воздуха, доступный для создания тяги.

Ограничения по материалам

Без эффективного внутреннего охлаждения температура на входе в турбину для большинства микро-ТРД ограниче-

на диапазоне $600\text{--}800^\circ\text{C}$. По некоторым данным, для очень малых двигателей ТИТ может достигать 950°C , а в отдельных конструкциях — до 1000°C . Однако это значительно ниже, чем у больших авиационных двигателей, где ТИТ достигает $1200\text{--}1500^\circ\text{C}$ и выше. Такое ограничение напрямую определяет достижимый термический КПД.

Причина этого ограничения кроется в свойствах материалов. Никелевые суперсплавы, составляющие основу турбинных дисков и лопаток, при температурах выше $1000\text{--}1050^\circ\text{C}$ без эффективного охлаждения быстро теряют прочность. Как показано в исследованиях, микро-турбины часто изготавливаются из более дешёвых металлов и потому должны работать при значительно более низких максимальных температурах, что снижает их термическую эффективность.

Влияние на КПД: количественная оценка

Влияние ограничения по температуре на термический КПД можно оценить количественно. Для идеального цикла Брайтона термический КПД определяется формулой:

$$\eta = 1 - (1 / \pi^{(\gamma-1/\gamma)})$$

где π — степень повышения давления в компрессоре, γ — показатель адиабаты.

При ТИТ = 800°C (1073 К) и степени сжатия $\pi = 4$ (характерное значение для многих МТРД) теоретический термический КПД цикла Брайтона составляет около 25–30%. При ТИТ = 1200°C (1473 К) и $\pi = 20$ (типично для большого двухконтурного турбореактивного двигателя) термический

КПД превышает 45–50%. Таким образом, ограничение по температуре «стоит» МТРД примерно 15–20% термического КПД.

Однако реальная картина ещё более драматична. Общий КПД малых ТРД с учётом потерь в компонентах составляет всего 5–10%. Это связано с тем, что низкая температура цикла сочетается с низким КПД компрессора и турбины, большими утечками и тепловыми потерями. Повышение ТИТ является одним из главных способов улучшения термической эффективности, но в малых размерах этот путь практически закрыт.

Компромисс между температурой и ресурсом

Даже если удаётся поднять ТИТ с помощью керамических материалов или термобарьерных покрытий, это часто достигается ценой снижения ресурса двигателя. Ползучесть дисков турбины и высокочастотная усталость лопаток резко ускоряются при повышении температуры.

Диски турбины работают в условиях высоких температур (600–800°C) и центробежных напряжений, что создаёт благоприятные условия для ползучести — медленной пластической деформации материала. Высокочастотная усталость лопаток, вызванная вибрационными нагрузками, также становится более интенсивной при повышенных температурах. Критерии выбора материалов для компонентов газотурбинных двигателей включают прочность на ползучесть, высокочастотную усталость и стойкость к окислению.

Именно этот компромисс объясняет разницу в ресурсе между двигателями разных классов. Европейские премиальные двигатели, такие как PBS TJ100, имеют назначенный ресурс до капитального ремонта 300 часов, что достигается за счёт более консервативных температурных режимов и применения дорогих материалов. Китайские массовые двигатели с более высокими рабочими температурами и упрощёнными материалами имеют ресурс 20–100 часов.

Резюмирующий вывод

Ограничение по температуре цикла является одним из главных факторов, определяющих низкую экономичность МТРД. Отсутствие эффективного внутреннего охлаждения микро-лопаток и ограничения по жаропрочности материалов удерживают ТИТ в диапазоне 600–1000°C, что на 200–500°C ниже, чем у больших авиационных двигателей. Это ограничение «стоит» МТРД 15–20% термического КПД и является одной из основных причин, почему удельный расход топлива малых ТРД (1,1–1,3 кг/(кгс·ч)) почти вдвое выше, чем у крупных турбовентиляторных двигателей.

Преодоление этого ограничения требует либо революционных материалов (керамика, керамические матричные композиты), либо сложных систем охлаждения, которые в малых размерах труднореализуемы. Керамические материалы, такие как нитрид кремния (SiN) и карбид кремния (SiC), способны выдерживать температуры до 1200–1400°C без активного охлаждения, что открывает путь к повышению эф-

фективности. Однако их широкое внедрение сдерживается хрупкостью, чувствительностью к термическому удару и высокой стоимостью. Именно поиск решений для преодоления этого температурного барьера остаётся одним из главных вызовов для конструкторов МТРД в обозримом будущем.

2.5 Удельный расход топлива: сравнение с крупными авиадвигателями (1.1–1.3 против 0.6–0.8 кг/(кгс·ч))

Удельный расход топлива (УРТ) — это, пожалуй, главный параметр, который отделяет малые турбореактивные двигатели от их крупных собратьев. Для двигателей класса 50–200 кгс типичные значения на максимальном режиме лежат в диапазоне 1.1–1.3 кг/(кгс·ч), что почти вдвое выше, чем у современных турбовентиляторных двигателей для большой авиации (0.6–0.8 кг/(кгс·ч)). Это не случайность и не недостаток конструкции — это фундаментальное следствие физики масштабирования. Как справедливо отмечается в научной литературе, производительность малых двигателей нельзя напрямую выводить из характеристик крупных установок, поскольку различия в масштабе приводят к существенно иным термодинамическим и пропульсивным характеристикам.

Отсутствие двухконтурности

У большинства малых ТРД, используемых в БПЛА, степень двухконтурности равна нулю — это классические одноконтурные турбореактивные двигатели. Весь воздух прохо-

дит через горячий тракт: компрессор камера сгорания турбина. В результате пропульсивный КПД таких двигателей на дозвуковых скоростях оказывается существенно ниже, чем у турбовентиляторов. Двухконтурный двигатель пропускает часть воздуха через «холодный» контур, создавая дополнительную тягу без сжигания топлива. Как отмечается в авиационной литературе, перемещение большой массы воздуха с малой скоростью энергетически эффективнее, чем разгон малой массы до высокой скорости. Именно поэтому практически все современные пассажирские самолёты оснащаются высокодвухконтурными турбовентиляторными двигателями. В классе малых тяг инженеры сознательно жертвуют экономичностью в пользу простоты, компактности и высокой тяговооружённости.

Низкая температура цикла

Как уже было показано в предыдущем разделе, температура газа перед турбиной (ТГТ) в МТРД ограничена диапазоном 600–800°C. Это напрямую ограничивает термический КПД цикла Брайтона. В крупных авиадвигателях, напротив, применяются сложные системы внутреннего охлаждения лопаток, позволяющие поднимать температуру газа до 1200–1500°C и выше. Термический КПД цикла Брайтона напрямую зависит от отношения ТГТ к температуре на входе в компрессор: чем выше ТГТ, тем выше КПД. Ограничение по температуре «стоит» МТРД 15–20% термического КПД по сравнению с большими двигателями.

Высокая обратная работа

В малых двигателях доля мощности, которую турбина вырабатывает просто для привода компрессора (а не для создания тяги), оказывается аномально высокой. Согласно результатам моделирования микро-ТРД, обратная работа (back work ratio) составляет от 0.67 до 0.81 от всей мощности турбины в диапазоне частот вращения 60 000–108 000 об/мин. Это означает, что до 80% энергии, вырабатываемой турбиной, уходит на то, чтобы просто вращать компрессор, и лишь малая часть остаётся для создания реактивной тяги.

Потери на «ветряное трение»

На сверхвысоких оборотах, характерных для МТРД (60 000–100 000 об/мин и выше), резко возрастают потери на трение вращающихся элементов о воздух в зазорах — так называемые «ветряные потери». Эти потери растут экспоненциально с ростом оборотов и могут «съедать» значительную часть полезной мощности. В крупных двигателях с их относительно низкими оборотами (у турбовентиляторов N1 обычно составляет 3 000–4 000 об/мин) эти потери пренебрежимо малы.

Сравнительная таблица УРТ для разных классов двигателей

Класс двигателя	Типичный УРТ, кг/(кгс·ч)	Основные причины высокого УРТ
-----------------	--------------------------	-------------------------------

Микро-ТРД (до 50 кгс)	1.3–2.2	Низкий КПД компонентов, малые размеры, предельные масштабные эффекты
-----------------------	---------	--

| Малые ТРД (50–200 кгс) | 1.1–1.3 | Отсутствие двухконтурности, низкая ТИТ, высокая обратная работа |

| Средние ТРДД (большая авиация) | 0.6–0.8 | Высокая степень двухконтурности, высокие ТИТ и π , малые относительные потери |

Для иллюстрации: двигатель Swiwin SW800Pro при максимальной тяге 80 кгс потребляет до 1850 г/мин топлива, что при пересчёте даёт УРТ около 1.39 кг/(кгс·ч). На крейсерском режиме (около 65 кгс) расход снижается до 1500 г/мин, что соответствует УРТ около 1.38 кг/(кгс·ч). Европейский эталон PBS TJ100 имеет заявленный удельный расход топлива 0.116–0.118 кг/Н·ч, что в пересчёте на кг/(кгс·ч) составляет примерно 1.14–1.16 кг/(кгс·ч). Для сравнения, российский турбовентиляторный двигатель ПД-8 имеет удельный расход топлива на крейсерском режиме всего 0.61 кг/(кгс·ч), а двигатель ПС-90А — 0.595 кг/(кгс·ч).

Резюмирующий вывод

Высокий удельный расход топлива МТРД — это плата за компактность, высокую тяговооружённость и доступность. Отсутствие двухконтурности, низкая температура цикла, высокая обратная работа (до 80% мощности турбины уходит на привод компрессора) и потери на «ветряное трение» на сверхвысоких оборотах делают экономичность малых двигателей принципиально более низкой, чем у большой авиации. Преодоление этого разрыва требует либо перехода на двухконтурные схемы (что в малых размерах конструктивно

сложно из-за роста диаметра, веса и стоимости), либо внедрения рекуперации тепла, которая, по оценкам, может снизить УРТ на 20–30%. Именно рекуперация рассматривается сегодня как наиболее перспективное направление повышения экономичности МТРД.

3.1 Физические и технологические причины выбора центробежного компрессора для МТРД

Выбор типа компрессора — центробежного или осевого — определяет фундаментальную архитектуру всего двигателя. В классе малых тяг (50–200 кгс) центробежный компрессор является доминирующим решением, и это не дань традиции, а следствие физических законов и технологических ограничений. Как справедливо отмечается в научной литературе, различные типы турбомашин (осевые и центробежные компрессоры) имеют существенно различные оптимальные области применения, поэтому оптимизация рабочих параметров для малых двигателей не может выполняться независимо, в отличие от полноразмерных установок. Исследования также подтверждают, что по мере уменьшения тяги двигателя оптимальные значения рабочих параметров снижаются, а области компромисса сужаются, что делает масштабный фактор определяющим для эффективности элементов.

Масштабный эффект: снижение числа Рейнольдса

При уменьшении размеров лопаток и каналов число Рейнольдса падает, что увеличивает аэродинамические потери на трение. Осевые компрессоры, состоящие из множества ступеней, страдают от этого гораздо сильнее, так как поте-

ри накапливаются на каждой ступени. В центробежных машинах движение газа в основном радиальное, и они менее чувствительны к этому эффекту. В малых размерах осевые ступени имеют сверхмалые высоты рабочих лопаток, что делает их работу крайне неэффективной. Центробежная ступень, напротив, позволяет заменить несколько осевых ступеней, имея при этом значительно большие высоты проточной части и, следовательно, меньшие относительные потери.

Проблема относительного радиального зазора

Абсолютная величина зазора между лопаткой и корпусом не может быть уменьшена пропорционально размерам двигателя из-за ограничений по прочности и тепловым деформациям. В результате относительный зазор (отношение зазора к высоте лопатки) становится значительно больше, что приводит к массовым перетечкам газа и резкому падению КПД осевых ступеней. Центробежные компрессоры менее чувствительны к этому эффекту. Исследования показывают, что на высоких числах Рейнольдса оптимальный зазор компрессорного ротора составляет 50% от проектного, однако при снижении Re до малых значений эффективность осевых ступеней падает катастрофически. Именно поэтому центробежные компрессоры, где рабочее колесо имеет значительно большую высоту лопаток, оказываются более устойчивыми к росту относительных зазоров.

Технологическая простота и стоимость

Изготовление многоступенчатого осевого компрессора с

его тонкими, сложными по форме лопатками требует прецизионного оборудования и высококвалифицированного труда. Центробежный компрессор, напротив, имеет более простую конструкцию с менее критичными допусками, что делает его значительно дешевле и проще в производстве. Как отмечается в литературе, осевые компрессоры более капризны, и для модельных (малых) двигателей альтернативы центробежному компрессору просто нет. Центробежная ступень, несмотря на некоторую потерю общего КПД по сравнению с осевым компрессором такой же степени сжатия, даёт значительный выигрыш по длинным размерам и массе, что критически важно для компактных силовых установок БПЛА.

Устойчивость к повреждениям и загрязнениям

Центробежные компрессоры более устойчивы к попаданию посторонних предметов и менее чувствительны к эрозии лопаток, что повышает их надёжность и ресурс. В условиях эксплуатации БПЛА, особенно при взлёте и посадке с неподготовленных площадок, риск попадания пыли, песка и мелких частиц в воздухозаборник весьма высок. Осевой компрессор с его узкими каналами и тонкими лопатками крайне уязвим к таким воздействиям — даже незначительная эрозия профиля приводит к срыву потока и помпажу. Центробежное колесо, обладая большей массой и более грубыми профилями, значительно лучше переносит абразивный износ.

Широкий рабочий диапазон

Центробежные компрессоры имеют более широкий рабочий диапазон и менее склонны к срыву потока, что критически важно для БПЛА, работающих в широком диапазоне режимов и высот. Осевые компрессоры, напротив, имеют узкий рабочий диапазон и критичны к изменениям режима — малейшие возмущения потока могут привести к помпажу. Для БПЛА, где двигатель работает в условиях постоянного маневрирования, изменения высоты и скорости, устойчивость к срыву потока является важнейшим требованием. Центробежный компрессор, имея более пологую характеристику, обеспечивает стабильную работу во всём диапазоне эксплуатационных режимов.

Резюмирующий вывод

В малых размерах осевой компрессор теряет свои преимущества в эффективности, становясь сложным, дорогим и капризным, в то время как центробежный сохраняет свою работоспособность и технологичность. Именно поэтому в МТРД класса 50–200 кгс центробежный компрессор является практически безальтернативным решением. Одноступенчатый центробежный компрессор, обычно изготавливаемый из алюминиевого сплава, обеспечивает степень повышения давления 2–4, что вполне достаточно для малых двигателей, а его простая конструкция в сочетании с высокой надёжностью и широким рабочим диапазоном делает его оптимальным выбором для силовых установок беспилотных летатель-

ных аппаратов.

3.2 Сравнительный анализ: степень сжатия, устойчивость к помпажу, простота изготовления, габариты

Выбор между центробежным и осевым компрессором для малого турбореактивного двигателя — это многокритериальная задача, где каждый параметр имеет свою цену. В классе МТРД решающими становятся четыре ключевых критерия: степень сжатия, устойчивость к помпажу, простота изготовления и габариты. Именно по этим параметрам центробежная схема демонстрирует неоспоримые преимущества, делающие её практически безальтернативной для двигателей тягой 50–200 кгс.

Степень сжатия за ступень

Центробежный компрессор обеспечивает высокую степень повышения давления за одну ступень. Традиционные значения составляли 4:1, однако современные материалы (титановые сплавы) и совершенствование аэродинамики позволили поднять этот показатель до 8:1 и выше в одноступенчатой конструкции. Для малого ТРД это означает, что требуемое общее давление ($\pi_{с}$ 4–7) достигается всего за одну-две ступени.

Осевой компрессор в этом отношении принципиально уступает. Степень сжатия одной ступени здесь не превыша-

ет 1,15–1,35, а в реальных конструкциях составляет 1,2–1,3. Для достижения даже скромного общего давления 4:1 требуется 10–12 ступеней, а для $\pi_{с} = 7$ — до 15–20 ступеней. Каждая дополнительная ступень — это не только усложнение конструкции, но и накопление потерь, снижающих общий КПД.

Устойчивость к помпажу

Помпаж — опасное явление срыва потока в компрессоре, сопровождающееся пульсациями давления, вибрациями и потенциальным разрушением двигателя. Для БПЛА, работающих в широком диапазоне высот и скоростей, устойчивость к помпажу критична.

Центробежные компрессоры имеют широкий рабочий диапазон и высокий запас по помпажу. Чтобы вызвать помпаж в центробежном компрессоре, нужно практически перекрыть входной канал. Поток воздуха в центробежной машине движется в основном радиально, и даже при значительных возмущениях на входе компрессор продолжает устойчиво работать, выдавая лишь пульсации давления без катастрофических последствий.

Осевые компрессоры, напротив, имеют узкий рабочий диапазон и критичны к изменениям режима. Они склонны к помпажу при малейших возмущениях потока — достаточно нарушить обтекание лопаток, чтобы вызвать срыв. Для обеспечения приемлемого запаса по помпажу в осевых компрессорах требуются сложные системы антипомпажного регули-

рования, переменная геометрия направляющих аппаратов и перепуск воздуха, что ещё больше усложняет конструкцию.

Простота изготовления и стоимость

Технологичность — ещё один аргумент в пользу центробежной схемы. Центробежный компрессор имеет простую конструкцию с менее строгими допусками. Рабочее колесо может изготавливаться литьём или механической обработкой из алюминиевых или титановых заготовок. Диффузор и улитка также относительно просты в производстве.

Осевой компрессор требует сложной и дорогой оснастки. Десятки прецизионных лопаток сложного аэродинамического профиля, точные пазы в дисках и корпусе, высокие требования к допускам — всё это делает осевой компрессор значительно более дорогим в производстве. Для массовых и одноразовых систем БПЛА эта разница в стоимости становится критическим фактором.

Габариты и компоновка

Здесь проявляется классический компромисс. Центробежный компрессор — короткий по оси, но большого диаметра. Это увеличивает лобовое сопротивление, но сокращает длину двигателя, что упрощает интеграцию в фюзеляж БПЛА. Осевой компрессор — длинный, но малого диаметра, что увеличивает длину двигателя, но снижает лобовое сопротивление.

Для БПЛА, где важна компактность и аэродинамическое качество, этот компромисс решается в пользу центробежной

схемы. Короткий двигатель легче разместить в ограниченном объёме, он даёт меньше проблем с центровкой и требует менее жёсткой силовой рамы. Увеличение лобового сопротивления компенсируется снижением массы и упрощением воздухозаборника.

КПД при малых размерах

Вопреки распространённому мнению, в малых размерах КПД центробежного компрессора оказывается выше, чем у осевого. Это объясняется меньшей чувствительностью центробежных машин к масштабным эффектам — росту относительных зазоров и падению чисел Рейнольдса. В то же время эксергетический КПД центробежного компрессора при оптимальных режимах может достигать 89,45%, что сопоставимо с показателями осевых машин в их расчётной точке, но при существенно более широком рабочем диапазоне.

Сводная таблица

| Критерий | Центробежный компрессор | Осевой компрессор |

| Степень сжатия за ступень | Высокая: 4:1 – 8:1. Достаточно 1–2 ступеней. | Низкая: 1,15–1,35:1. Требуется 10–20 ступеней. |

| Устойчивость к помпажу | Высокая. Широкий рабочий диапазон. Помпаж требует перекрытия входа. | Низкая. Узкий диапазон, склонность к срыву при малых возмущениях. |

| Простота изготовления | Высокая. Простая конструкция, литьё или мехобработка. | Низкая. Сложная оснастка, десят-

ки прецизионных лопаток, высокие допуски. |

| Габариты | Короткий, большого диаметра. Увеличивает лобовое сопротивление. | Длинный, малого диаметра. Увеличивает длину двигателя. |

| КПД при малых размерах | Высокий. Меньшая чувствительность к масштабным эффектам. Эксергетический КПД до 89,45%. | Низкий. Сильная деградация КПД из-за зазоров и низких Re . |

Резюмирующий вывод

По совокупности критериев — высокая степень сжатия на ступень, широкая устойчивость к помпажу, простота изготовления и приёмлемые габариты — центробежный компрессор является оптимальным выбором для МТРД. В классе тяг 50–200 кгс осевой компрессор теряет свои традиционные преимущества в эффективности, становясь сложным, дорогим и капризным, в то время как центробежный сохраняет свою работоспособность и технологичность. Именно поэтому подавляющее большинство серийных малых турбореактивных двигателей для БПЛА используют одно- или двухступенчатый центробежный компрессор, обеспечивая оптимальный баланс между характеристиками, стоимостью и надёжностью.

3.3 При каком уровне тяги переход на осевую или осецентробежную схему становится оправданным

Выбор типа компрессора для турбореактивного двигателя не является вопросом инженерных предпочтений — он напрямую определяется уровнем развиваемой тяги, который, в свою очередь, задаёт массовый расход воздуха и геометрические размеры проточной части. Как показывают результаты многокритериальной оптимизации, для каждого диапазона тяг существует своя наиболее рациональная конструктивная схема турбокомпрессора, и эти границы имеют чёткие количественные выражения.

С уменьшением размерности двигателя области оптимальных параметров рабочего процесса существенно сужаются. При снижении тяги от 100 до 0,1 кН оптимальная степень повышения давления уменьшается в 6 раз — с 18 до 2,7. Масштабный фактор становится определяющим: уменьшение массового расхода воздуха ведёт к уменьшению размеров лопаток и росту относительных радиальных зазоров, что особенно сильно сказывается на эффективности осевых турбомашин. Именно поэтому с уменьшением тяги радиальные и центробежные схемы становятся всё более эффективными.

Порог для чисто осевого компрессора

Согласно результатам оптимизации, выполненной с использованием САПР ASTRA CAD в Самарском национальном исследовательском университете, осевой компрессор становится оптимальным для двигателей с тягой от 7 кН (~714 кгс) и выше. Это объясняется тем, что при больших расходах воздуха, характерных для двигателей данного класса, преимущества осевого компрессора в КПД (достигающего 90–94% в совершенных конструкциях) начинают перевешивать его конструктивную сложность и высокую стоимость. При больших диаметрах проточной части относительные радиальные зазоры перестают быть критическим фактором, и многоступенчатая осевая схема позволяет достичь высокой степени повышения давления при сравнительно малом лобовом диаметре.

Порог для осецентрибежной схемы

При снижении тяги до 1,3 кН (~133 кгс) более предпочтительной становится схема с осецентрибежным компрессором. В диапазоне тяг от 1,3 до 7 кН осецентрибежный компрессор в сочетании с осевой турбиной является наиболее рациональным решением.

Осецентрибежная схема представляет собой компромиссное решение: одна или несколько осевых ступеней обеспечивают предварительное сжатие с высоким КПД, а завершающая центробежная ступень даёт высокую степень сжатия за один шаг и обеспечивает устойчивость работы во всём диа-

пазоне режимов. Такая схема позволяет получить часть преимуществ осевой ступени в увеличении степени сжатия, сохраняя при этом простоту и надёжность центробежной. Как показывают исследования, осецентрибежные компрессоры с пятью осевыми и одной центробежной ступенью успешно применяются в соответствующих классах двигателей.

Область применения центробежного компрессора

Для двигателей с тягой менее 1,3 кН, то есть для всего интересующего нас диапазона 50–200 кгс (~0,5–2 кН), одноступенчатый центробежный компрессор является наиболее эффективным и практически безальтернативным вариантом. В диапазоне от 0,7 до 1,3 кН оптимальной является схема «центробежный компрессор + осевая турбина», а при тягах ниже 0,7 кН предпочтительной становится радиально-осевая турбина.

Это объясняется тем, что в малых размерах осевые ступени теряют свои преимущества: из-за низких чисел Рейнольдса возрастают аэродинамические потери, а рост относительных радиальных зазоров приводит к массовым перетечкам газа и резкому падению КПД. Центробежный компрессор, напротив, сохраняет работоспособность в этих условиях благодаря радиальному движению потока, менее чувствительному к масштабным эффектам.

Количественные оценки выигрыша

Исследования, выполненные в Московском авиационном институте, показывают, что замена одноступенчатого цен-

тробежного компрессора (со степенью сжатия ~ 4 на расчётном режиме) на осецентробежный (со степенью сжатия $\sim 5,7$) в двигателях этого класса может улучшить основные параметры двигателя на 10–15% во всём диапазоне скоростей и высот.

В частности, в базовых режимах полёта БПЛА — крейсерском ($M = 0,8$, $H = 8000$ м) и взлётном ($M = 0$, $H = 0$ м) — тяга возрастает на 8%, а расход топлива снижается на 12%. Это убедительно доказывает, что даже небольшое усложнение компрессорной схемы может дать ощутимый выигрыш в лётных характеристиках.

Практические примеры

В реальных конструкциях эта закономерность находит прямое подтверждение. PBS TJ100 — эталонный двигатель класса 50–200 кгс — выполнен по классической схеме с одноступенчатым центробежным компрессором и осевой турбиной. Это решение обеспечивает выдающуюся надёжность и ресурс (ТВО 300 часов) при тяге 1100–1250 Н.

В то же время для малых турбовальных и турбовинтовых установок, где требуются большие степени сжатия, широко применяются осецентробежные схемы с 3–5 осевыми ступенями и одной центробежной. Например, двигатель ТВД-1500Б использует четырёхступенчатый осецентробежный компрессор с регулируемым направляющим аппаратом.

Резюмирующий вывод

Переход на осевые или осецентробежные схемы становит-

ся технологически и экономически оправданным только при значительном росте тяги: осецентрибежная схема целесообразна начиная с порога примерно в 130–140 кгс (1,3 кН), а чисто осевой компрессор становится оптимальным при тяге, превышающей 700 кгс (7 кН).

Для основного класса МТРД, рассматриваемого в данной книге (50–200 кгс, ~0,5–2 кН), центробежный компрессор остаётся безальтернативным решением. Именно эта схема обеспечивает оптимальный баланс между степенью сжатия, устойчивостью к помпажу, простотой изготовления и надёжностью в условиях жёстких масштабных ограничений. Любое усложнение компрессорной схемы в этом классе тяг, хотя и даёт потенциальный выигрыш в 10–15% по основным параметрам, сопряжено со значительным ростом конструктивной сложности, массы и стоимости, что для большинства применений МТРД оказывается экономически неоправданным.

3.4 Современные тенденции в проектировании компрессоров МТРД

Несмотря на устойчивое доминирование центробежной схемы в классе малых турбореактивных двигателей, проектирование компрессоров активно эволюционирует под влиянием трёх взаимосвязанных факторов: появления новых конструкционных материалов, внедрения цифровых методов расчёта и революционных аддитивных технологий. Эти тенденции постепенно раздвигают границы эффективности, которые ещё недавно казались непреодолимыми.

Повышение степени сжатия

Одной из наиболее выраженных тенденций является неуклонное повышение степени повышения давления в центробежных компрессорах. Если ранее типичные значения для МТРД составляли π_c 2–4, то современные разработки уверенно достигают 5:1 и выше. В перспективных исследовательских концепциях рассматриваются степени сжатия, превышающие 5:1, за счёт применения усовершенствованных конструкций компрессоров и рекуперации тепла. Этот прогресс достигается комплексом мер: оптимизацией профилей рабочих лопаток, применением новых высокопрочных материалов и совершенствованием диффузорных

устройств. Как показано в исследованиях, даже небольшое улучшение параметров цикла современных малоразмерных двигателей приводит к значительному улучшению их основных характеристик.

Осецентробежные схемы как компромисс

Всё большее распространение получают осецентробежные компрессоры — конструктивные схемы, сочетающие одну или несколько осевых ступеней с центробежной ступенью. Такая архитектура позволяет объединить высокий КПД осевых ступеней с высокой степенью сжатия и широким рабочим диапазоном центробежной ступени. Результаты моделирования, выполненного в Московском авиационном институте, показывают, что при замене одноступенчатого центробежного компрессора (со степенью сжатия $\pi_c = 4$) на двухступенчатый осецентробежный ($\pi_c = 5,7$) можно ожидать улучшения основных параметров двигателя — стендовой тяги, удельной тяги и удельного расхода топлива — на 10–15% во всём диапазоне скоростей и высот. Это делает осецентробежную схему крайне привлекательной для двигателей следующего поколения.

Цифровое проектирование и CFD

Широкое внедрение методов вычислительной газодинамики (CFD) стало неотъемлемой частью современного проектирования компрессоров МТРД. Трёхмерное моделирование вязких течений позволяет с недостижимой ранее точностью оптимизировать форму лопаток, диффузоров и всей

проточной части. Современные программные комплексы, такие как ANSYS CFX, успешно применяются для расчёта газодинамических характеристик турбомашин малоразмерных двигателей. Численное моделирование учитывает сложные физические эффекты, характерные для микро-размеров: турбулентность, переходные режимы течения, взаимодействие скачков уплотнения с пограничным слоем и паразитные течения в межлопаточных каналах. Это позволяет проектировать компрессорные колёса с оптимальными углами лопаток и минимальными потерями ещё до этапа изготовления опытных образцов.

Аддитивные технологии

3D-печать металлом кардинально меняет подход к производству компрессорных колёс. Аддитивные технологии открывают новые перспективы для создания сложных геометрических форм. Топологическая оптимизация в сочетании с послойным лазерным сплавлением (LPBF/SLM) позволяет создавать лёгкие, высокопрочные конструкции со сложной внутренней геометрией, недостижимой при традиционном литье или механической обработке. Это особенно важно для вращающихся элементов, где снижение массы напрямую улучшает динамические характеристики и уменьшает нагрузки на подшипники. Первые успешные примеры применения аддитивных технологий для изготовления центробежных компрессорных ступеней были продемонстрированы ещё в середине 2010-х годов, а сегодня ведутся раз-

работки полностью напечатанных радиальных компрессоров для миниатюрных газотурбинных двигателей. Технология струйного нанесения связующего (MBJ) рассматривается как перспективная альтернатива литью по выплавляемым моделям для производства малоразмерных компрессорных колёс.

Новые материалы

Применение лёгких и жаропрочных материалов для компрессорных колёс открывает новые возможности для повышения рабочих параметров. Титановые сплавы обеспечивают высокую удельную прочность при сохранении приемлемой массы. Керамические материалы и керамические матричные композиты (КМК) на основе нитрида кремния (SiN) и карбида кремния (SiC) рассматриваются как перспективное направление для горячей части, а их применение в компрессорах позволяет поднять рабочие температуры и обороты. Как отмечается в обзорных исследованиях, использование лёгких материалов и компонентов, изготовленных аддитивными методами, позволяет потенциально повысить тяговооружённость микро-ТРД.

Интеграция с системой управления

Современные ECU/FADEC активно используют данные о работе компрессора — частоте вращения, давлении и температуре на различных участках проточной части — для предотвращения помпажа и оптимизации режимов работы в реальном времени. Цифровые системы управления непре-

рывно отслеживают положение рабочей точки компрессора на характеристической диаграмме и при приближении к границе помпажа корректируют подачу топлива или перепускают часть сжатого воздуха. В перспективе ожидается внедрение адаптивных, ассистированных искусственным интеллектом и прогностических систем управления, которые смогут не только реагировать на текущие параметры, но и предсказывать развитие нештатных ситуаций.

Резюмирующий вывод

Современное проектирование компрессоров для МТРД движется в сторону повышения степени сжатия, внедрения осецентрибежных схем, использования цифровых методов расчёта и аддитивных технологий. Осецентрибежные компрессоры позволяют улучшить основные параметры двигателя на 10–15%. Аддитивные технологии и топологическая оптимизация открывают путь к созданию лёгких, высокопрочных конструкций с недостижимой ранее сложностью геометрии. Цифровое проектирование на базе CFD позволяет оптимизировать проточную часть с беспрецедентной точностью. Однако фундаментальные масштабные эффекты — низкие числа Рейнольдса, рост относительных зазоров и сложность охлаждения микро-лопаток — остаются главным вызовом. Именно преодоление этих эффектов определяет вектор развития компрессоростроения для МТРД на ближайшие годы.

4.1 Противоточная камера сгорания: преимущества и конструктивные особенности

Камера сгорания в малых турбореактивных двигателях (МТРД), как правило, выполняется по противоточной схеме — воздух меняет направление движения на 180° . Это не случайность, а следствие жёстких компоновочных ограничений и требований к эффективности смесеобразования. В отличие от прямоточных камер, характерных для крупных авиационных двигателей, противоточная схема стала де-факто стандартом для класса малых тяг, и на это есть весомые физические и инженерные причины.

Компактность компоновки

В МТРД каждый миллиметр длины влияет на аэродинамику и массу беспилотного летательного аппарата. Противоточная схема позволяет удлинить путь горения и улучшить смесеобразование без увеличения осевой длины двигателя. Воздух, поступающий из компрессора, разворачивается на 180° и направляется в жаровую трубу навстречу собственному входному потоку. Это создаёт компактную «складную» конструкцию, где зона горения как бы «вложена» в диффузорную часть, что способствует компактности общей компоновки и позволяет хорошо контролировать габаритные раз-

меры. Для БПЛА, где каждый миллиметр и грамм на счету, это преимущество является решающим.

Снижение скорости потока

Одной из ключевых проблем малых камер сгорания является крайне малое время пребывания топливно-воздушной смеси в зоне горения — оно исчисляется миллисекундами. Противоточная схема эффективно снижает скорость потока в зоне горения: исследования показывают, что применение специальных конструктивных решений (например, испарительных трубок под углом 45° к оси жаровой трубы) позволяет уменьшить скорость потока в головной части камеры сгорания с 70 до 20 м/с. Это увеличивает время пребывания смеси в камере, способствует более полному сгоранию и позволяет организовывать горение при более высокой входной скорости потока. Эффективность сгорания в современных противоточных камерах может достигать более 98%.

Снижение теплового воздействия на подшипники

Применение противоточной кольцевой камеры сгорания способствует эффективному выносу подшипников наружу. В прямоточной схеме подшипники неизбежно оказываются в непосредственной близости от «горячей» зоны, что требует сложных систем охлаждения и снижает ресурс. В противоточной схеме горячая часть (жаровая труба) оказывается смещённой относительно вала, а подшипники могут быть размещены в более «холодной» зоне. Это снижает температуру всей вальной системы — критичный фактор для ресурса.

са подшипников, особенно в системах с комбинированной топливо-масляной смазкой, где они работают в условиях граничного трения.

Конструктивные особенности

Противоточная камера сгорания обычно выполняется в виде кольцевого или трубчато-кольцевого типа с жаровой трубой, в которой организованы зоны первичного, вторичного и третичного воздуха. В первичной зоне (головной части) организуется горение при коэффициенте избытка воздуха, близком к стехиометрическому. Во вторичной зоне подаётся дополнительный воздух для дожигания продуктов неполного сгорания. Третичный воздух используется для охлаждения жаровой трубы и формирования температурного поля на выходе из камеры. Характерный перепад давления в противоточной камере сгорания МТРД составляет 4–9% — это плата за компактность и интенсивное смесеобразование, однако в малых двигателях она считается приемлемой.

Влияние на эффективность

Противоточная схема даёт не только компоновочные, но и прямые термодинамические преимущества. Исследования показывают, что оптимизация противоточной камеры сгорания может дать значительный прирост характеристик: численное моделирование демонстрирует, что увеличение объёма камеры сгорания на 15% позволяет увеличить тягу почти на 16,5%. В других работах отмечается, что оптимизация камеры сгорания может увеличить тягу на 15% и снизить

удельный расход топлива на 14,2%. Эффективность сгорания в современных противоточных камерах может достигать более 98%, что сопоставимо с показателями крупных авиационных двигателей и подтверждает, что противоточная схема не является компромиссом в ущерб качеству горения.

Резюмирующий вывод

Противоточная схема камеры сгорания является оптимальным решением для МТРД, обеспечивая баланс между компактностью, эффективностью сгорания и тепловой защитой критических компонентов. Она позволяет создавать короткие, лёгкие двигатели с высокой тяговооружённостью, сохраняя при этом эффективность сгорания на уровне 98% и выше. Вынос подшипников из горячей зоны увеличивает ресурс вальной системы — критичный фактор для МТРД, где ресурс подшипников часто является главным ограничением. Именно поэтому противоточные камеры сгорания стали стандартом для подавляющего большинства серийных малых турбореактивных двигателей, используемых в беспилотных летательных аппаратах, крылатых ракетах и барражирующих боеприпасах.

4.2 Типы форсунок для МТРД: центробежные (давление-распылительные), ротационные, пневматические

В классе малых турбореактивных двигателей нашли применение три основных типа систем впрыска топлива, каждый из которых имеет свои физические принципы работы, преимущества и ограничения. Выбор типа форсунки определяет не только качество смесеобразования, но и сложность топливной системы, надёжность запуска и, в конечном счёте, ресурс двигателя. В МТРД, где время пребывания топлива в камере сгорания исчисляется миллисекундами, а каждый грамм массы имеет значение, правильный выбор системы впрыска становится критическим фактором успеха. Как справедливо отмечается в литературе, для двигателей мощностью менее 350 кВт найти форсунку с хорошим качеством распыла очень сложно, что делает эту задачу одной из центральных в проектировании МТРД.

Центробежные (давление-распылительные) форсунки

Центробежные форсунки являются классическим решением для газотурбинных двигателей. Их принцип работы основан на преобразовании потенциальной энергии давления

в кинетическую энергию вращения. Топливо под высоким давлением подаётся в камеру закрутки, где приобретает интенсивное вращательное движение. На выходе из сопла под действием центробежной силы топливная плёнка распадается на капли, образуя конус распыла.

Преимущества центробежных форсунок хорошо известны и проверены десятилетиями эксплуатации: простота конструкции, отработанность технологии и относительно низкая стоимость производства. Они не имеют движущихся частей, что обеспечивает высокую надёжность. В зависимости от конструкции они подразделяются на одно- и двухканальные (двухконтурные), причём двухканальные позволяют расширить диапазон регулирования расхода топлива.

Однако у этого типа есть и принципиальные ограничения. Качество распыла (измеряемое, в частности, средним диаметром капель по Заутеру, SMD) сильно зависит от перепада давления на форсунке. При снижении расхода топлива (например, на режимах малого газа) давление падает, и распыл ухудшается — капли становятся крупнее, что приводит к неполному сгоранию и росту выбросов сажи. Характерные диаметры сопел для МТРД составляют 0,4–0,6 мм, что делает их крайне чувствительными к засорению и коксованию. Кроме того, для работы центробежных форсунок требуется топливный насос высокого давления, что усложняет и утяжеляет топливную систему.

Ротационные форсунки

Ротационные форсунки (также известные как сосочковые или стропальные) представляют собой элегантное решение, принципиально отличающееся от центробежных. Топливо подаётся внутрь полого вала и через радиальные отверстия выбрасывается в камеру сгорания за счёт центробежной силы вращающегося ротора. По сути, энергия для распыла черпается не от насоса высокого давления, а от кинетической энергии самого вращающегося вала двигателя. Как отмечают исследователи, «ротационная система впрыска может обеспечить высокое качество распыла без насоса высокого давления за счёт центробежных сил вала двигателя».

Именно это и является ключевым преимуществом ротационных форсунок: возможность обеспечить превосходное распыливание, особенно на высоких оборотах, без сложной и тяжёлой топливной системы высокого давления. В некоторых конструкциях давление создаётся непосредственно за счёт вращения, что позволяет даже отказаться от топливного насоса. Качество распыла при этом определяется частотой вращения, а не расходом топлива, что делает ротационные форсунки особенно эффективными на режимах малого газа, где центробежные форсунки теряют эффективность. Исследования показывают, что при использовании ротационных форсунок SMD может быть ниже 60 мкм по всей измерительной области.

Примером может служить ротационный инжектор диаметром всего 40 мм, спроектированный для микро-турборе-

активного двигателя мощностью менее 350 кВт и работающий на частоте вращения до 100 000 об/мин. Эти форсунки идеально вписываются в концепцию междушaftных систем подачи топлива (ISFSS — Inter-shaft Fuel Supply Systems), состоящих из кольцевого канала в валу и ротационной форсунки, которые обычно используются в микро-ТРД.

В микро-ТРД часто применяют газожидкостные двухфазные центробежные маслоразбрасыватели (газожидкостные центробежные маслоразбрасыватели). В таких конструкциях в топливную магистраль подаётся воздух, который смешивается с топливом, улучшая распыл и предотвращая кавитацию. Испытания показывают, что маслоразбрасыватели обеспечивают хорошее качество распыла и быстрый запуск в широком диапазоне оборотов.

Пневматические форсунки

Пневматические форсунки используют энергию сжатого воздуха из компрессора для распыла топлива. Жидкое топливо подаётся под низким давлением и срывается с кромки сопла высокоскоростным потоком воздуха. Фактически, здесь сжатый воздух выполняет роль «распылителя», дробя топливную плёнку на мелкие капли.

Главное преимущество пневматических форсунок — превосходное качество распыла даже на малых режимах работы, где центробежные форсунки уже неэффективны. Улучшенное смесеобразование обеспечивает более полное сгорание, снижение сажеобразования и более равномерное темпе-

ратурное поле на выходе из камеры сгорания. Исследования показывают, что пневматические форсунки обладают рядом преимуществ по сравнению с механическими, особенно в двигателях с высокой степенью повышения давления.

Однако платой за эти преимущества является сложность конструкции. Пневматические форсунки требуют точного расчёта воздушных каналов и завихрителей, а также тщательной балансировки расходов воздуха и топлива. Это усложняет проектирование и повышает стоимость. Существуют исследования по замене испарительных трубок в микро-ТРД на пневматические распылители с целью улучшения характеристик на переходных режимах.

Сравнительный анализ

Для наглядного сравнения трёх типов форсунок предлагается следующая сводная таблица:

Параметр	Центробежные	Ротационные (slinger)	Пневматические
----------	--------------	-----------------------	----------------

Качество распыла (SMD)	Хорошее при высоком давлении, резко ухудшается на малых режимах	Хорошее, SMD < 60 мкм, улучшается с ростом оборотов	Отличное на всех режимах
------------------------	---	---	--------------------------

Зависимость от режима	Сильная (зависит от давления)	Слабая (зависит от оборотов)	Слабая (зависит от давления воздуха)
-----------------------	-------------------------------	------------------------------	--------------------------------------

Сложность конструкции	Низкая	Средняя	Высокая
Необходимость насоса высокого давления	Да	Нет	Нет

(низкое давление) |

| Чувствительность к коксованию | Высокая (малые сопла 0,4–0,6 мм) | Средняя | Низкая (большие проходные сечения) |

| Применение в МТРД | Широкое (классика) | Растущее (микро-ТРД) | Исследовательское, перспективное |

Резюмирующий вывод

Выбор типа форсунки для МТРД определяется комплексом факторов: требуемым качеством распыла, допустимой сложностью конструкции, условиями эксплуатации и, что немаловажно, стоимостью. Центробежные форсунки — проверенное временем решение, но их эффективность резко падает на режимах малого газа из-за снижения давления впрыска. Пневматические форсунки обеспечивают превосходное качество распыла во всём диапазоне, но требуют сложной системы подвода воздуха и точной настройки.

Именно поэтому ротационные (slinger) форсунки становятся всё более популярными в МТРД. Они обеспечивают высокое качество распыла без сложной топливной системы высокого давления, идеально вписываются в концепцию междувальной подачи топлива и позволяют упростить конструкцию, снизить вес и стоимость двигателя. Как показывают исследования, камера сгорания с маслоразбрызгивающим диском обладает хорошим качеством распыла, малой осевой длиной и хорошими высотными характеристиками. Всё это делает ротационные форсунки предпочтительным

выбором для современных микро-ТРД, особенно в классе тяг до 200 кгс, где простота, надёжность и компактность являются определяющими факторами.

4.3 Обеспечение качественного распыливания при малых расходах топлива (< 2 кг/мин)

В микро-ТРД камера сгорания имеет крайне малый объём, а частота вращения ротора достигает 100 000 об/мин и более. Обеспечить качественное распыливание топлива в таком ограниченном пространстве при расходах менее 2 кг/мин — одна из сложнейших инженерных задач. В двигателях мощностью менее 350 кВт найти форсунку с хорошим качеством распыла крайне трудно. Тем не менее, именно качество распыла определяет эффективность сгорания, стабильность работы и, в конечном счёте, ресурс всей силовой установки.

Критерий качества распыла — SMD

Основной метрикой качества распыла является средний диаметр капель по Заутеру (Sauter Mean Diameter, SMD). Это гидравлически значимый диаметр, отражающий отношение объёма капель к их поверхности, — параметр, непосредственно влияющий на скорость испарения и сгорания топлива. Для микро-ТРД стремятся к значениям SMD ниже 60 мкм. В перспективных разработках с использованием завихрительных структур SMD может быть снижен до менее 30 мкм.

Диапазон оптимальных размеров капель крайне узок. Слишком крупные капли (50–100 мкм) не успевают испариться и сгореть за время пребывания смеси в камере сгорания, которое в микро-ТРД исчисляется миллисекундами. Это снижает полноту сгорания и увеличивает выбросы сажи и СО. Слишком мелкие капли (<10 мкм), напротив, сгорают слишком быстро, у самой форсунки, создавая локальные зоны перегрева («горячие пятна») и нарушая равномерность тепловыделения, что может привести к термической усталости и разрушению жаровой трубы.

Зависимость SMD от параметров

Качество распыла определяется комплексом взаимосвязанных факторов. Исследования показывают, что SMD уменьшается с увеличением частоты вращения. При этом SMD зависит от диаметра отверстия форсунки, массового расхода топлива и числа отверстий. Экспериментальные данные подтверждают, что при частоте вращения 35 000 об/мин SMD становится ниже 60 мкм во всём измеряемом пространстве для форсунок с диаметром отверстий 1,5 и 2,2 мм.

Для центробежных (давление-распылительных) форсунок с характерным диаметром сопла 0,4–0,6 мм качество распыла критически зависит от перепада давления. Связь описывается эмпирическими корреляциями: для воды $SMD \propto Q \cdot D^3$. Однако для авиационных топлив, таких как JP-8, корректирующий коэффициент составляет 0,57, что требует учёта физических свойств конкретного топлива при

проектировании.

Проблема малых расходов

Ключевая проблема малых расходов топлива (< 2 кг/мин) заключается в том, что при снижении расхода падает давление впрыска. Для центробежных форсунок это приводит к ухудшению распыла: капли становятся крупнее, SMD растёт. На режимах малого газа, когда расход топлива минимален, давление впрыска может оказаться недостаточным для формирования качественного факела, что ведёт к нестабильному горению и повышенному риску срыва пламени.

Для ротационных форсунок ситуация принципиально иная. Здесь качество распыла определяется частотой вращения, а не расходом топлива. Топливо подаётся внутрь полового вала и выбрасывается через радиальные отверстия за счёт центробежной силы вращающегося ротора. Чем выше обороты, тем тоньше распыл — и это справедливо как для режима максимальной тяги, так и для режима малого газа. Именно поэтому ротационные форсунки становятся предпочтительным выбором для микро-ТРД, особенно для систем, где важна стабильная работа на переменных режимах.

Конструктивные решения

Инженеры используют целый арсенал средств для улучшения распыла при малых расходах:

- Многоканальные форсунки. Увеличение числа отверстий впрыска позволяет снизить SMD и улучшить равномерность распределения топлива в камере сгорания.

- Завихрители. Закрутка потока воздуха создаёт зоны рециркуляции, которые дополнительно дробят капли и улучшают смесеобразование. Исследования показывают, что использование завихрительной структуры в испарительных трубках позволяет снизить SMD до менее 30 мкм.

- Увеличение выходного диаметра испарительной трубки. Это улучшает турбулентное перемешивание и распределение топливного факела, снижая SMD на границе распыла.

- Предварительный подогрев топлива. Снижение вязкости топлива перед впрыском улучшает его распыливание, однако критически важно не перегреть топливо выше температуры коксования (около 204°C), иначе начнётся пиролиз и образование углеродистых отложений в форсунке.

- Микро-вихревые камеры сгорания. Формирование стабильной двойной вихревой структуры в камере сгорания улучшает смесеобразование и стабилизирует пламя даже при малых расходах топлива.

Резюмирующий вывод

Обеспечение качественного распыла при малых расходах — ключевая задача проектирования топливной системы МТРД. SMD ниже 60 мкм является критическим порогом для эффективного сгорания. Центробежные форсунки, традиционно применяемые в авиации, на малых расходах теряют эффективность из-за падения давления впрыска. Ротационные форсунки предлагают элегантное решение этой проблемы за счёт использования центробежных сил вращающе-

гося ротора: качество распыла определяется частотой вращения, а не расходом топлива, что обеспечивает стабильный распыл на всех режимах — от малого газа до максимальной тяги. В сочетании с завихрителями, многоканальными конструкциями и предварительным подогревом топлива ротационные форсунки становятся оптимальным выбором для микро-ТРД, позволяя достичь $SMD < 60$ мкм даже при расходах менее 2 кг/мин.

4.4 Борьба с коксованием форсунок и сажеобразованием

Коксование — образование твёрдых углеродистых отложений в топливных форсунках — по праву считается «ахиллесовой пятой» микро-ТРД. В крупных авиационных двигателях эта проблема решается сложными системами охлаждения и регулярным техническим обслуживанием. В микро-ТРД, где форсунки в буквальном смысле вписаны в раскалённое сердце двигателя, а диаметры топливных каналов исчисляются долями миллиметра, коксование становится критическим фактором, определяющим не только эффективность, но и сам ресурс силовой установки. Оно приводит к неравномерности распыла, возникновению локальных перегревов («горячих пятен») и, в конечном итоге, к разрушению камеры сгорания и катастрофическому сокращению ресурса двигателя.

Физическая природа коксования

Коксование представляет собой процесс термического окисления топлива, который запускается, когда температура топлива превышает критический порог. Согласно исследованиям, этот порог составляет около 204°C. При превышении этой температуры начинаются необратимые химические реакции — пиролиз и полимеризация углеводородов,

в результате которых образуются твёрдые смолистые и углеродистые отложения.

В микро-ТРД условия для коксования создаются самой конструкцией: форсунки находятся в непосредственной близости от зоны горения, где температура газов достигает 600–800°С и выше. Тепловое излучение пламени и конвективный нагрев от жаровой трубы создают экстремальный тепловой режим для топливного тракта. Малые размеры каналов усугубляют ситуацию: даже незначительное количество отложений может частично или полностью закупорить сопловые отверстия, что приводит к изменению характеристик распыла, перегреву форсунки и лавинообразному нарастанию кокса.

Сажеобразование

Сажа, в отличие от кокса, образуется при неполном сгорании топлива — в зонах с недостатком кислорода или при плохом смесеобразовании. В камерах сгорания малых размеров проблема сажеобразования стоит особенно остро: из-за крайне малого времени пребывания топливно-воздушной смеси (миллисекунды) и ограниченного объёма камеры обеспечить полное и равномерное сгорание значительно сложнее, чем в крупных двигателях.

Отложения сажи на внутренних поверхностях форсунки и жаровой трубы создают «горячие пятна» — локальные зоны повышенной температуры. Эти пятна ускоряют термическую усталость материалов, способствуют дальнейшему коксованию и могут привести к прогару жаровой трубы. Кро-

ме того, отложения сажи ухудшают теплоотдачу, нарушают аэродинамику потока в камере сгорания и снижают общую эффективность двигателя. В малых камерах сгорания существенно возрастает площадь поверхности жаровой трубы относительно её объёма, что создаёт дополнительные условия для осаждения сажи и ухудшает тепловое состояние камеры.

Методы предотвращения коксования

Борьба с коксованием требует комплексного подхода, объединяющего термодинамические, гидравлические и материаловедческие решения.

Термический контроль. Существуют две стратегии: либо поддерживать температуру стенок топливного канала значительно ниже температуры коксования топлива, либо, напротив, удерживать её выше $\sim 260^{\circ}\text{C}$ (500°F), чтобы отложения не накапливались. Первый подход требует эффективно-го охлаждения форсунок, второй — точного теплового баланса, чтобы не допустить перегрева выше критического порога.

Циркуляция топлива. Непрерывный поток топлива через форсунку отводит тепло от нагретых стенок и предотвращает застой топлива в горячих зонах. Застой — один из главных факторов, провоцирующих коксование: топливо, оставшееся в форсунке после останова двигателя, быстро нагревается от горячего корпуса и начинает коксоваться. Именно поэтому системы продувки форсунок после останова являются критически важными.

Продувка воздухом. Подача сжатого воздуха через форсунку после останова двигателя решает сразу несколько задач: удаляет остатки топлива, охлаждает форсунку и предотвращает обратный поток горячих газов из камеры сгорания. Продувка может осуществляться как воздухом от компрессора (если двигатель ещё вращается), так и от внешнего источника. Некоторые конструкции используют непрерывную продувку форсунки сжатым воздухом через изолирующую полость для предотвращения локального коксования жидкого топлива.

Защитные покрытия. Нанесение специальных антикоксовых покрытий на внутренние поверхности форсунок предотвращает прилипание отложений и облегчает их удаление. В качестве таких покрытий используются керамические покрытия, нанесённые методами плазменного напыления или физического осаждения из паровой фазы (PVD), а также тепловые барьеры и теплоизолирующие вставки. Перспективным направлением является использование аддитивных технологий для создания форсунок с внутренними покрытиями сложной геометрии.

Минимизация «смоченной» поверхности. Уменьшение площади поверхности внутри форсунки, контактирующей с топливом, снижает вероятность образования и накопления коксовых отложений. Этого достигают оптимизацией геометрии топливных каналов, использованием материалов с низкой адгезией и применением конструкций, минимизиру-

ющих застойные зоны.

Особенности МТРД

В микро-ТРД проблема коксования стоит особенно остро из-за малых размеров топливных каналов. Если в крупном двигателе слой кокса толщиной в десятые доли миллиметра может быть незаметен, то в микро-ТРД с диаметром сопла 0,4–0,6 мм даже микроскопические отложения способны существенно изменить характеристики распыла, нарушить геометрию факела и привести к перегреву форсунки. Это, в свою очередь, ускоряет коксование, создавая порочный круг.

Выбор типа форсунки и конструктивные решения по её охлаждению являются критическими для обеспечения ресурса двигателя. Ротационные форсунки, например, менее чувствительны к коксованию благодаря высоким скоростям потока топлива и отсутствию малых каналов высокого давления. Пневматические форсунки, напротив, требуют точных воздушных каналов, которые могут забиваться сажей. Испарительные трубки, широко применяемые в микро-ТРД благодаря простоте конструкции, также подвержены коксованию, и их оптимизация является активной областью исследований.

Резюмирующий вывод

Борьба с коксованием и сажеобразованием — это комплексная задача, требующая термодинамического, гидравлического и материаловедческого подхода. Она включает термический контроль, непрерывную циркуляцию топлива,

продувку воздухом, защитные покрытия и оптимизацию геометрии форсунок. Успешное решение этой задачи напрямую определяет ресурс и надёжность МТРД. В условиях, где даже микроскопические отложения могут привести к отказу двигателя, предотвращение коксования становится не просто инженерной задачей, а ключевым фактором, определяющим саму возможность создания надёжной силовой установки для беспилотных систем.

4.5 Испарительные трубки и завихрители как средства стабилизации горения

В микро-ТРД время пребывания топливно-воздушной смеси в камере сгорания исчисляется миллисекундами. Для обеспечения устойчивого горения в таких экстремально малых объёмах требуются специальные конструктивные элементы — испарительные трубки и завихрители. Именно эти устройства создают условия, при которых жидкое топливо успевает испариться, смешаться с воздухом и стабильно сгореть, несмотря на крайне ограниченное время и пространство. Как отмечается в научной литературе, для организации рабочего процесса в первичной зоне камеры сгорания МГ-ТД обычно используются либо лопаточные завихрители, либо подача топлива испарительными трубками.

Испарительные трубки

Принцип работы испарительной трубки заключается в следующем: топливо впрыскивается в трубку, где оно смешивается с горячим воздухом и начинает интенсивно испаряться до попадания в основную зону горения. В процессе работы двигателя температура стенок испарительных трубок достигает нескольких сотен градусов Цельсия. Струя топлива, подаваемая под давлением из форсунок топливного кол-

лектора под углом вдоль испарительной трубки, распыляется и испаряется, попадая на её внутреннюю стенку. Это значительно улучшает горение, так как пары топлива сгорают быстрее и полнее, чем капли жидкости. Испарительные камеры сгорания нашли широкое применение благодаря простоте конструкции и стабильности горения.

Конструкция испарительных трубок существенно влияет на разгонные характеристики и расход топлива двигателя. Исследования показывают, что использование испарительных трубок с направляющими лопатками даёт более широкий угол распыла по сравнению с прямой трубой или трубкой плавного изгиба. Это обеспечивает эффективное распределение топлива внутри жаровой трубы. Микро-испарительные камеры сгорания, как правило, применяются в малоразмерных газотурбинных двигателях с прямоточной схемой.

Завихрители

Завихрители выполняют в камере сгорания не менее важную функцию. Входной поток воздуха закручивается с помощью лопаточных завихрителей, создавая зону обратного тока (рециркуляции). Эта зона работает как стабилизатор пламени, удерживая горячие продукты сгорания и обеспечивая непрерывное воспламенение свежей топливно-воздушной смеси.

Совместное действие испарительных трубок и завихрителей создаёт в первичной зоне рециркуляционный вихрь, ко-

торый обеспечивает благоприятные условия для смесеобразования и стабилизации пламени. В конструкциях с микровихревыми головками топливо смешивается с частью воздуха, поступающего на вход в камеру сгорания, после чего через тангенциальные эксцентричные отверстия микровихрителя попадает в закручивающую полость. Под действием центробежной силы возникает вращательное движение, создающее в жаровой трубе осевую зону возвратного течения с низкой скоростью. После успешного воспламенения такая зона помогает стабилизировать пламя на выходе из вихревой головки, обеспечивая устойчивую работу камеры сгорания в более широком диапазоне эквивалентных соотношений и скоростей потока.

Эффективность испарительных трубок

Исследования показывают, что исходные испарительные трубки часто имеют недостаточную эффективность распыла и испарения, что приводит к ухудшению характеристик сгорания микро-ТРД. Однако применение оптимизированных конструкций даёт значительные улучшения. Например, в одном из исследований было показано, что использование испарительных трубок с трёх-отверстными форсунками даёт скорость испарения до 31 %. Применение конструкций на основе завихрительной структуры распыла позволяет достичь среднего диаметра капель по Заутеру (SMD) менее 30 мкм, а эффективность сгорания возрастает до 94,19 %.

Конструктивные решения и современные подходы к оп-

тимизации

В современных разработках активно применяются различные подходы к улучшению характеристик испарительных камер сгорания:

Применение завихрительных структур для улучшения распыла. Предлагаются конструкции испарительных трубок на основе завихрительной структуры распыла для оптимизации распределения воздушного потока в камере сгорания. Такие решения позволяют значительно улучшить однородность распыла топлива.

Использование микровихревых головок для ультрамалых ТРД. Для сверхмалых двигателей разрабатываются микровихревые головки, обеспечивающие устойчивую стабилизацию пламени в широком диапазоне режимов.

Оптимизация геометрии испарительных трубок. Исследования показывают, что конфигурация с направляющими лопатками обеспечивает более широкий угол распыла, чем прямая трубка или трубка плавного изгиба, что способствует более эффективному распределению топлива внутри жаровой трубы.

Биомиметические структуры. Перспективным направлением является исследование теплопередающих характеристик испарительных трубок на основе биомиметических параллельных жилковых структур.

Вызовы и ограничения

Несмотря на простоту и широкое распространение, испа-

испарительные трубки имеют ряд ограничений. Эти способы смешения топлива и формирования зоны горения обладают существенным недостатком — между форсунками образуется объём, который не используется для горения. Кроме того, исходные испарительные трубки часто демонстрируют недостаточную эффективность распыла и испарения. К другим вызовам относятся:

Неравномерность смесеобразования.

Проблемы с охлаждением стенок жаровой трубы.

Чувствительность к качеству топлива.

Современные исследования направлены на замену испарительных трубок пневматическими распылителями для улучшения характеристик. В частности, рассматриваются конструкции с противоточной схемой испарительной трубки, где предварительно распылённое топливо под действием встречного потока свежего воздуха дополнительно диспергируется и испаряется.

Резюмирующий вывод

Испарительные трубки и завихрители являются критическими элементами камеры сгорания МТРД, обеспечивающими стабильное горение в условиях крайне малого времени пребывания смеси. Их совместное действие создаёт рециркуляционный вихрь в первичной зоне, который обеспечивает благоприятные условия для смесеобразования и стабилизации пламени. Оптимизация геометрии испарительных трубок — в частности, применение направляющих ло-

паток и завихрительных структур распыла — позволяет существенно повысить эффективность сгорания (до 94% и выше), улучшить однородность температурного поля на выходе из камеры и снизить тепловую нагрузку на стенки. Именно поэтому совершенствование этих элементов остаётся одним из ключевых направлений повышения эффективности и ресурса малых турбореактивных двигателей.

5.1 Радиально-осевая и осевая турбина: выбор для МТРД

Турбина, как и компрессор, может быть выполнена в двух принципиальных вариантах — осевой и радиальной (радиально-осевой, или центростремительной). Выбор между ними для МТРД определяется комплексом факторов: требуемым массовым расходом газа, габаритными ограничениями, технологичностью и условиями работы. В то время как осевые турбины являются стандартом для большинства газотурбинных двигателей, радиальные находят применение в малоразмерных двигателях, где их специфические преимущества становятся решающими.

Осевая турбина

В осевой турбине поток газа движется вдоль оси вращения, последовательно проходя через сопловой аппарат и рабочее колесо. Осевые турбины являются наиболее распространённым типом для газотурбинных двигателей, так как они обеспечивают возможность пропускать большие массовые расходы газа при сравнительно малых радиальных габаритах. Для малых ТРД осевые турбины также являются стандартом. Примером может служить двигатель Р-60 — одновальный ТРД, оснащённый одноступенчатой осевой турбиной. Более мощным примером является Microturbo TRI 60,

который, согласно доступным данным, использует трёхступенчатую осевую турбину.

Радиальная (радиально-осевая) турбина

В радиальной, или центростремительной, турбине поток газа движется от периферии к центру. Такая конструкция обладает рядом преимуществ. Радиальная турбина обеспечивает более высокую степень расширения на одну ступень и менее чувствительна к увеличению радиальных зазоров. Кроме того, она проще в изготовлении, особенно методом литья, а её рабочее колесо испытывает меньшие напряжения от центробежных сил. В некоторых случаях радиальные турбины могут демонстрировать более высокий КПД, чем осевые, а также обеспечивать более высокую надёжность. Однако, как правило, они имеют большие габаритные размеры и массу.

Сравнительный анализ

Для наглядного сравнения двух типов турбин представим их ключевые параметры в виде таблицы.

Параметр	Осевая турбина	Радиальная (радиально-осевая) турбина
----------	----------------	---------------------------------------

Массовый расход	Позволяет пропускать большие расходы при меньшем диаметре.	Ограничена по массовому расходу.
-----------------	--	----------------------------------

Степень расширения на ступень	Низкая.	Более высокая.
-------------------------------	---------	----------------

Технологичность	Сложнее в изготовлении.	Проще в
-----------------	-------------------------	---------

изготовлении, особенно литьём. |

| Чувствительность к зазорам | Высокая. | Менее чувствительна. |

| Компактность | Меньший диаметр, но большая осевая длина. | Меньшая осевая длина, но больший диаметр. |

| КПД | Как правило, выше в абсолютных значениях. | Может быть выше в определённых условиях (например, при низкой удельной частоте вращения). |

Влияние уровня тяги на выбор

Выбор типа турбины напрямую зависит от уровня тяги двигателя. По мере уменьшения тяги масштабный фактор становится всё более существенным. Для тяг ниже 25 кН малые расходы газа начинают значительно влиять на эффективность элементов. В классе МТРД (50–200 кгс, ~0,5–2 кН) радиально-осевая турбина часто оказывается предпочтительной благодаря своей простоте и устойчивости к масштабным эффектам. В литературе отмечается, что применение радиальных турбин в двигателях малых тяг (Р100 кН) позволяет получить ряд преимуществ.

Практика применения

В реальных конструкциях МТРД встречаются оба типа турбин. Например, некоторые двигатели, такие как GTM-140, используют радиально-осевую турбину. В то же время многие другие модели, включая упомянутые выше Р-60 и Microturbo TRI 60, применяют осевые турбины. Это подтверждает, что выбор типа турбины не является одно-

значным и зависит от конкретных требований к двигателю.

Резюмирующий вывод

Выбор между осевой и радиально-осевой турбиной для МТРД — это компромисс между максимальным массовым расходом (осевая) и простотой конструкции с высокой степенью расширения на ступень (радиальная). В классе тяг 50–200 кгс оба варианта имеют право на существование. Осевые турбины предпочтительнее для двигателей, где критичны минимальный диаметр и высокий массовый расход, тогда как радиальные турбины могут быть более выгодны с точки зрения технологичности, устойчивости к зазорам и, в ряде случаев, КПД. Окончательный выбор определяется конкретными требованиями к двигателю и условиями его эксплуатации.

5.2 Минимальное количество ступеней и упрощение балансировки ротора

Конец ознакомительного фрагмента.

Текст предоставлен ООО «Литрес».

Прочитайте эту книгу целиком, [купив полную легальную версию](#) на Литрес.

Безопасно оплатить книгу можно банковской картой Visa, MasterCard, Maestro, со счета мобильного телефона, с платежного терминала, в салоне МТС или Связной, через PayPal, WebMoney, Яндекс.Деньги, QIWI Кошелек, бонусными картами или другим удобным Вам способом.