

МИКРО-ТРД ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.В. Росточин
ЦНИИ АРКС

В статье рассматриваются характеристики и конструктивные особенности микро-ТРД, выпускаемых для модельной авиации. Анализ характеристик показывает серьезные перспективы таких двигателей в беспилотной авиации специального (военного, гражданского и экспериментального) назначения.

Силовая установка является важнейшей составной частью БЛА, поскольку уровень ее технического совершенства позволяет обеспечить необходимые тактико-технические характеристики ЛА.

Развитие технологии изготовления воздушно-реактивных двигателей в сочетании с использованием методов математического моделирования газодинамических процессов и прочностных расчетов термонагруженных деталей позволили целому ряду предприятий подойти к полномасштабному производству малоразмерных воздушно-реактивных двигателей (микро-



Рис. 1

ТРД, микро-ТВД и микро-ПуВРД). Основным потребителем этого продукта до недавнего времени были авиамоделисты, создающие летающие копии пилотируемой техники. Однако в последнее время стали появляться образцы БЛА, использующие в силовой установке малоразмерные ТРД (например, макет БЛА ВВП «Штиль-3», Рис.1). Примечательно, что первый публично представленный такой образец имеет составную силовую ус-

тановку из трех малоразмерных ТРД, которая, по данным разработчика, обеспечивает БЛА как вертикальный взлет, так и взлет по-самолетному.

Так как летающие модели-копии пилотируемых самолетов предназначены, главным образом для имитации полета настоящего реактивного самолета в пределах визуальной близости к оператору, то и характеристики ТРД являются соответствующими. Однако, сам по себе, факт создания микро ВРД является примечательным и следует ожидать в самое ближайшее время появление целого семейства БЛА с силовыми установками на основе ВРД. Поэтому вопрос анализа конструкции и оценки располагаемых характеристик микро -ТРД является достаточно важным. Тем более что малые размеры конструктивных элементов, из которых состоит такой двигатель, создают определенные проблемы при попытке получения высоких удельных показателей, а предприятия-изготовители, как правило, не предоставляют полной информации о своих изделиях.

Определение эксплуатационных характеристик микро – ТРД

Как известно в состав силовой установки (СУ) ЛА, в данном случае БЛА, входят входное устройство, ВРД с выходным устройством, система управления тягой ТРД (правильнее вектором тяги) и система топливоподачи от топливных баков к двигателю.

Основной величиной, характеризующей ВРД как элемент силовой установки ЛА, является создаваемая им сила тяги, которая является равнодействующей всех сил, действующих на внутренние и внешние поверхности ВРД. Обычно такое определение относится к понятию **внутренняя тяга ВРД**. При анализе эксплуатационных характеристик ВРД в составе ЛА используют понятие **эффективной тяги ВРД**, которая учитывает еще и потери во входном и выходном устройствах.

В общем случае внутренняя тяга ТРД (далее для простоты просто тяга) определяется по известному выражению [1,2]:

$$P = G_e \cdot [(1 + g_m) \cdot C_c - V] + F_c \cdot (p_c - p_H) \quad (1.1)$$

где G_e - массовый секундный расход воздуха на входе в двигатель (кг/с), g_m - относительный расход топлива в основную камеру сгорания, C_c - скорость истечения газа из выходного устройства – сопла (м/с), V - скорость полета ЛА (м/с), F_c - площадь выходного сечения сопла (m^2), p_c и p_H , соответственно, давления на срезе выходного сечения сопла и в атмосфере на высоте полета (Па).

При изучении характеристик микро - ТРД интересовать будут следующие величины, кроме собственно величины тяги:

$$R_{y\partial} = \frac{P}{G_e} - \text{удельная тяга двигателя, м/с;}$$

$$C_{y\partial} = \frac{G_{m\partial}}{P} - \text{удельный расход топлива, кг/(Н час).}$$

Для анализа характеристик ВРД требуется понимание его устройства и знание значений основных величин, которые производители, как правило, не указывают в документации на подобные двигатели. Конструктивно все выпускаемые микро-ТРД представляют собой ТРД с центробежным одноступенчатым компрессором с односторонним входом и одноступенчатой осевой газовой турбиной (рис. 2). Применяется испарительная камера сгорания. Как правило, все микро-ТРД оснащаются входным устройством, имеющим конфигурацию близкую к лемнискате (рис.3).

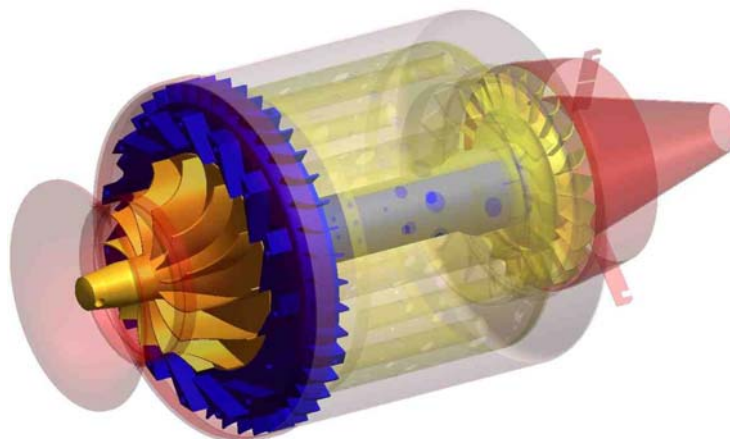


Рис.2. Типовая компоновка микро-ТРД

Наружный корпус микро-ТРД представляет собой тонкостенную обечайку из жаростойкой стали, которая обеспечивает проход воздуха из спрямляющего аппарата компрессора через отверстия в кожухе внутрь камеры сгорания к испарительным трубкам. (рис.4)



Рис.3. Входное устройство компрессора микро-ТРД

Малая размерность двигателя по расходу воздуха не позволяет использовать отработанные конструктивные решения в практике авиационного двигателестроения.

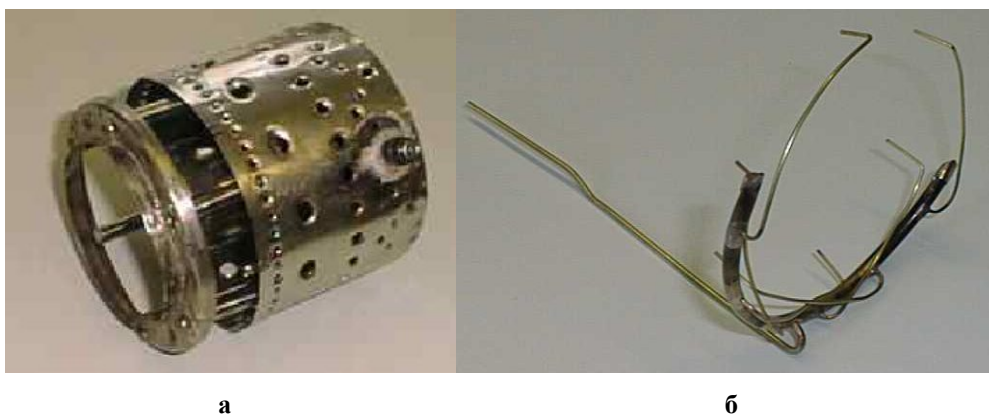


Рис. 4. Камера сгорания микро-ТРД. а - кожух камеры сгорания, б – топливный коллектор со струйными форсунками подвода топлива внутрь испарительных трубок

Выходным устройством у такого двигателя является дозвуковое сужающееся сопло, образуемое наружной обечайкой и центральным телом в виде тонкостенной оболочки, закрывающим втулочное сечение рабочего колеса газовой турбины (рис.5).



Рис. 5. Выходное устройство микро-ТРД

Компоновка микро-ТРД со снятой наружной обечайкой показана на рис.6. Ротор двигателя образуется валом 1, на который спереди насажено и зафиксировано винтом 6 рабочее колесо центробежного компрессора 7, а сзади рабочее колесо газовой турбины 12, фиксирующееся на валу винтом 5. Вал 1 устанавливается во внутреннем корпусе статора 3 на двух подшипниках 2 и 4. За рабочим колесом компрессора 7 установлен статор компрессора со спрямляющим аппаратом 8. Кожух камеры сгорания 9 крепится к сопловому аппарату газовой турбины 11, а топливный коллектор 10 располагается в кольцевой нише между кожухом камеры сгорания и фланцем корпуса соплового аппарата. Наружная обечайка выходного устройства 13 имеет свой фланец, с помощью которого она болтами крепится к фланцу соплового аппарата. Центральное тело устанавливается и центруется с помощью радиальных пластинчатых кронштейнов (хорошо видны на рис.5) наружной обечайкой выходного устройства.

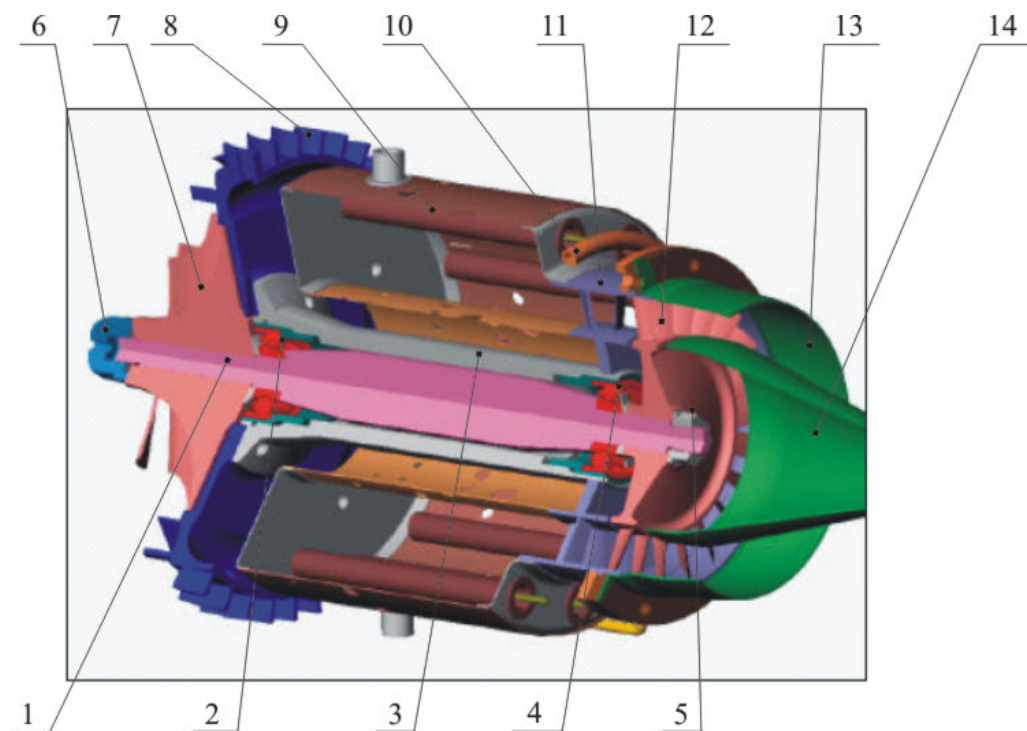


Рис. 6. Компонировочная схема микро-ТРД (наружная обечайка снята)

Как видно микро-ТРД представляет собой самый простой вариант турбореактивного двигателя. Следует отметить, что у таких двигателей сопловой аппарат газовой турбины заперт, т.е. $\bar{q}(\lambda_T) = 1,0$, а в выходном устройстве реализуется критический перепад. Поэтому газовая турбина работает с постоянной степенью понижения давления: $\pi_T^* = const$.

Характеристики ТРД в значительной степени зависят от характеристик компрессора. Типовая характеристика центробежного компрессора (расчетная степень сжатия 5,8) приведена на рис. 7. Красным кружком отмечена рабочая точка при $\bar{n}_{np} = 1,0$. Линия рабочих режимов построена с учетом особенностей рабочего процесса в двигателе исходя из следующих основных зависимостей и условий:

$$G_B = \frac{G_T}{1 + g_T} \quad (1.2)$$

$$\frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_B^* \cdot \left(\pi_K^{*\frac{k}{k-1}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_K^*} = \frac{k_T}{k_K - 1} \cdot R_T \cdot T_T^* \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k_T}{k_K}}} \right) \cdot \eta_T^* \cdot \eta_{мех} \quad (1.3)$$

$$\pi_C = \begin{cases} \frac{p_T^*}{p_H}, \frac{p_T^*}{p_H} < 1.85 \\ 1.85, \frac{p_T^*}{p_H} \geq 1.85 \end{cases} \quad (1.4)$$

При этом считается, что входное устройство правильно подобрано и обеспечивает необходимый уровень сохранения полного давления σ_{Bx} , т.е. минимальный уровень потерь в воздухозаборнике (рис.8).

Однако, анализ конфигураций входных устройств, устанавливаемых на выпускаемые микро-ТРД показывает, что такие входные устройства могут не обеспечить требуемый уровень σ_{Bx} во всем диапазоне скоростей, на которых могут работать рассматриваемые двигатели.

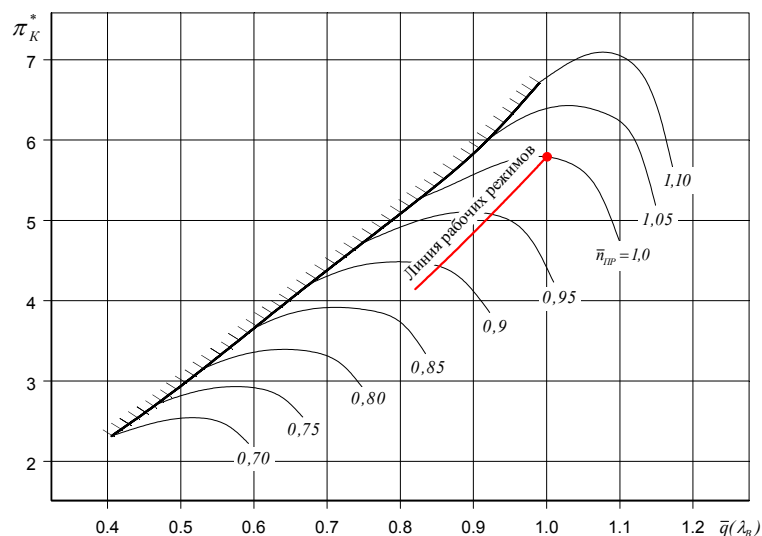


Рис. 7.а. Зависимость степени сжатия компрессора от относительной плотности тока на входе в компрессор

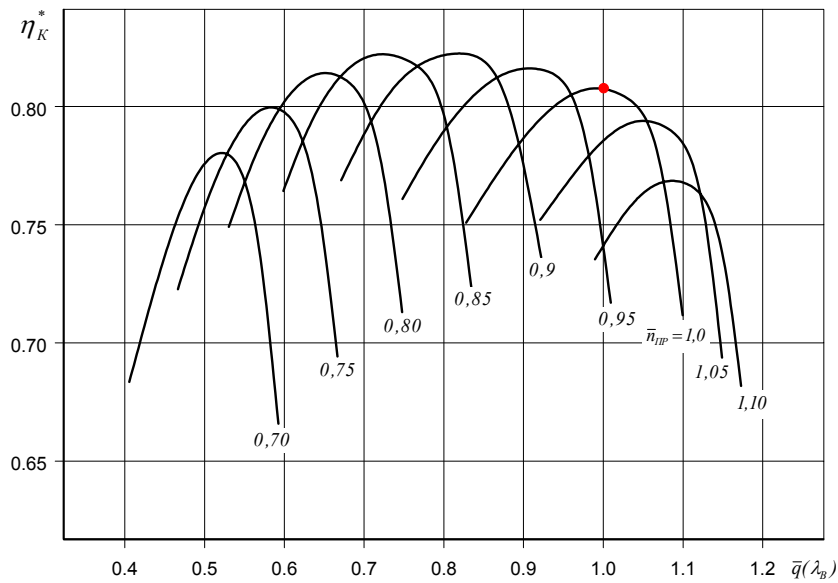


Рис.7.б. Зависимость к.п.д. компрессора от относительной плотности тока на входе в компрессор

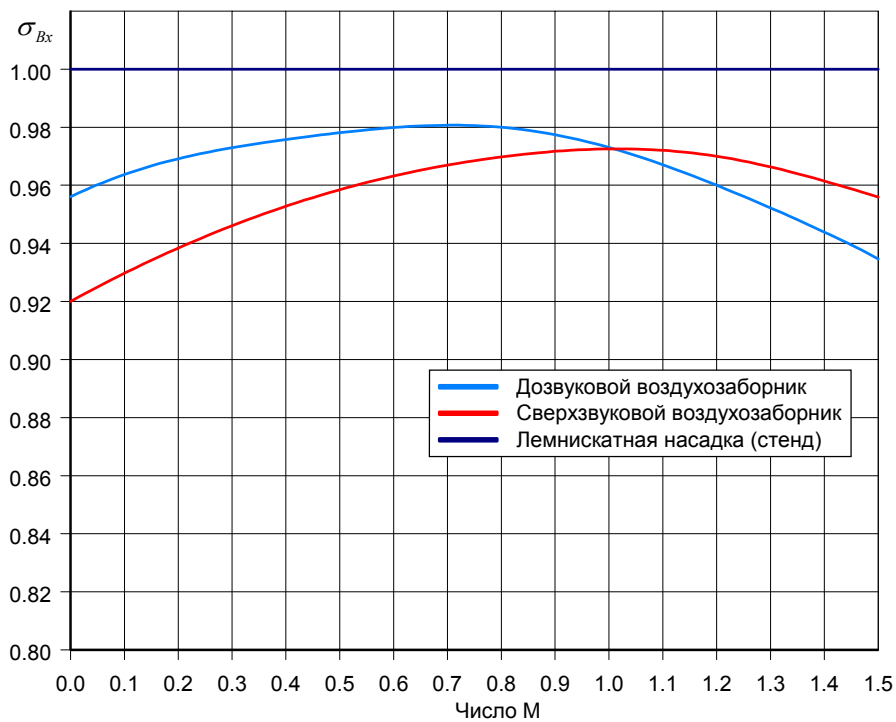


Рис.8. Зависимость σ_{Bx} от числа М полета

Эксплуатационные характеристики (высотно-скоростные и дроссельные) с учетом вышеизложенных зависимостей могут быть определены для всего семейства микро-ТРД, выпускаемого предприятиями за рубежом¹.

¹ В России пока подобные двигатели не нашли широкого применения

Рассмотрим высотно – скоростные характеристики (ВСХ) микро-ТРД по внутренним параметрам с расчетной степенью сжатия в компрессоре 3,0. Расчетные ВСХ получены с учетом установки дозвукового воздухозаборника перед входом в центробежный компрессор. Расчетные параметры рабочего процесса микро-ТРД приведены в табл.1.

Параметры рабочего процесса микро-ТРД в стендовых условиях

Таблица 1

№ п/п	Параметр	Ед. измерений	Значение
1	Массовый секундный расход воздуха	кг/с	0,5
2	Внутренняя тяга двигателя	Н	223,0
3	Температура газа на входе в турбину	К	1000,0
3	Степень сжатия в компрессоре	-	3,0
4	Относительный расход топлива	-	0,016
5	Давление на входе в компрессор	Па	96861,9
6	Температура на входе в компрессор	К	288,15
7	Степень понижения давления в сопле	-	1,547
8	Скорость истечения газа из сопла	м/с	446,1
9	Температура газа на срезе сопла	К	794,9
10	Удельный расход топлива	$\frac{кг}{Н \cdot Час}$	0,125
11	Часовой расход топлива на максимальном режиме	кг/Час	27,875

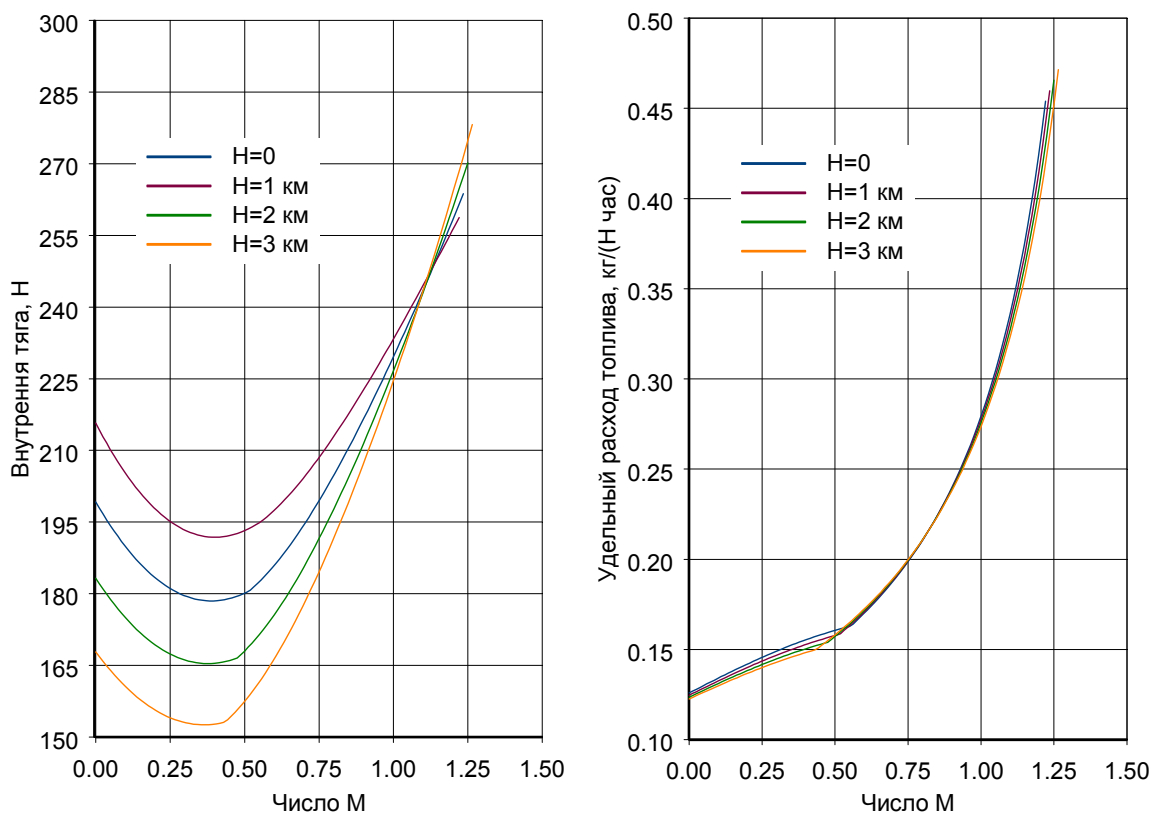


Рис.9. Высотно – скоростные характеристики микро-ТРД

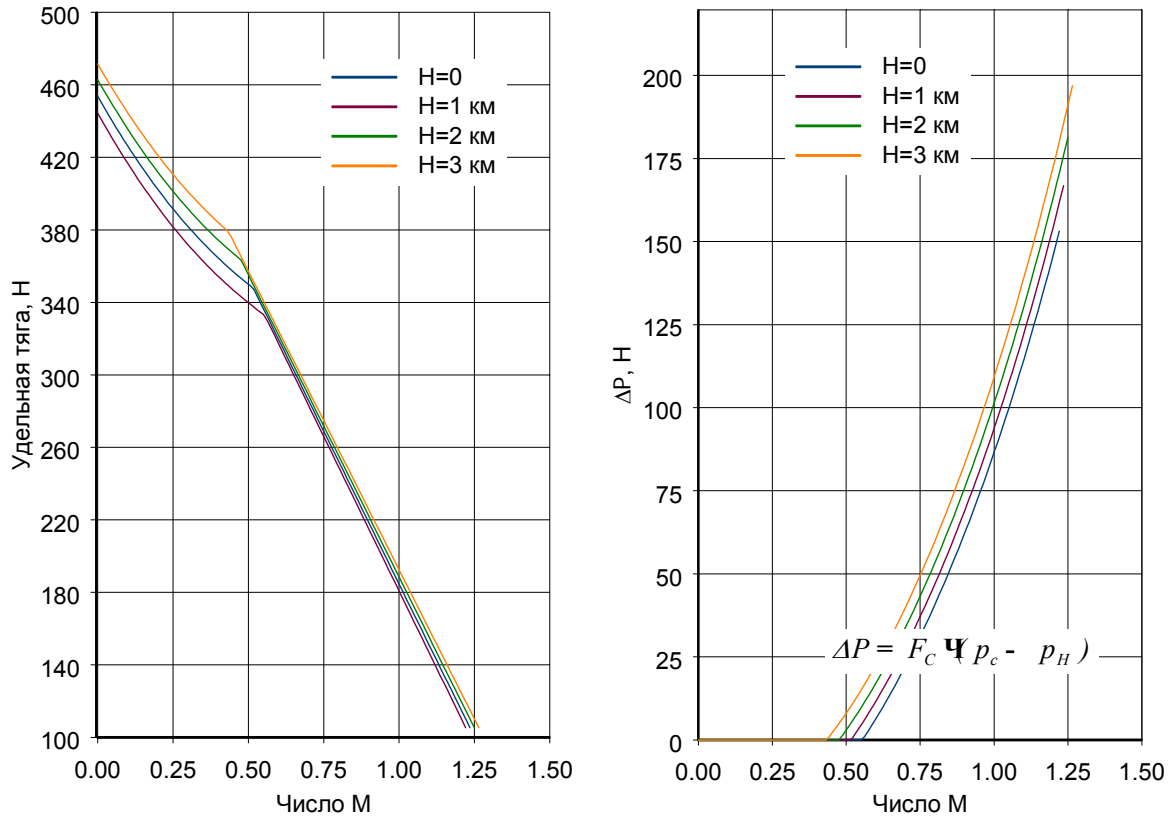


Рис. 10. Зависимости $R_{уд}$ и ΔP по высоте и скорости полета

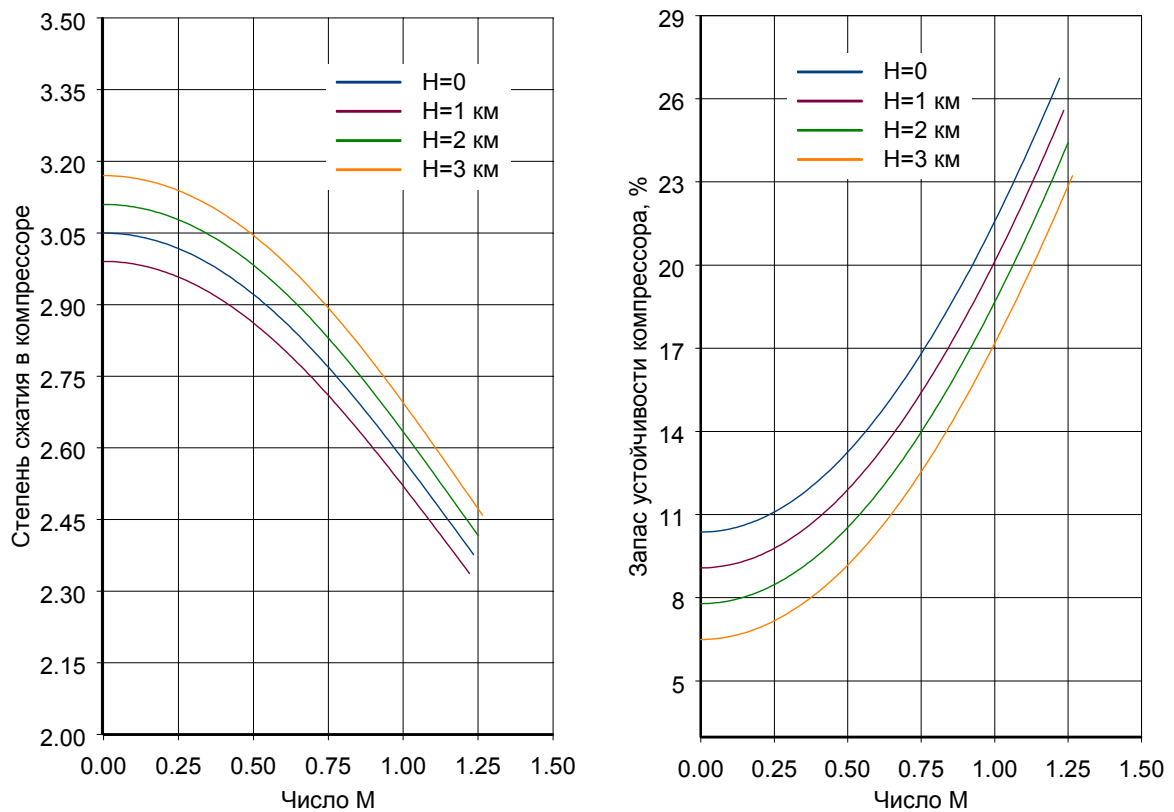


Рис. 11. Зависимости π_K^* и ΔK_y двигателя по высоте и скорости полета

На рис. 9-11 приведены ВСХ микро-ТРД и зависимости характерных параметров от высоты и скорости полета. Как видно из схемы микро-ТРД в них реализуются закон регулирования:

$$T_r^* = const, F_{кр} = const, n = var \quad (1.5)$$

В этом случае уравнение линии совместных режимов компрессора и турбины, как известно [1,2], имеет вид:

$$\frac{q(\lambda_k)^2}{\eta_k^*} \frac{\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{\pi_k^{*2}} = const \quad (1.6)$$

Установка нерегулируемого выходного устройства в виде сужающегося сопла с центральным телом привела к тому, что при скоростях полета более $M \sim 0,45$ выходное устройство реализует предельное значение $\pi_c = 1,85$ и появляется добавок тяги от давления недорасширенного газа по жидкому контуру (рис.10). Следует отметить характерное увеличение запаса устойчивости компрессора при уменьшении приведенной частоты вращения ротора с увеличением скорости полета (рис. 11). Анализ ВСХ и особенностей изменения параметров рабочего процесса ТРД показывает, что при соответствующем подборе ТРД под характеристики планера можно создать БЛА, обладающий достаточно высокими летно-техническими характеристиками. Тем не менее, уровень экономичности таких двигателей не позволит иметь относительно большие продолжительности полета БЛА. Также следует иметь ввиду, что целевое назначение и малые размеры подобных двигателей не позволяют иметь высокоэффективную систему автоматического управления, что неизбежно скажется, прежде всего, на приемистости двигателя и точности выдерживания заданного дроссельного режима.

Необходимость расчета дроссельных характеристик микро-ТРД обусловлена тем, что постоянно на предельных режимах ЛА, как правило, не летают. Основные рабочие режимы двигателей силовых установок лежат в диапазонах от 75 до 95% от максимального режима. Следовательно, оценка характеристик микро-ТРД на дроссельных режимах имеет смысл.

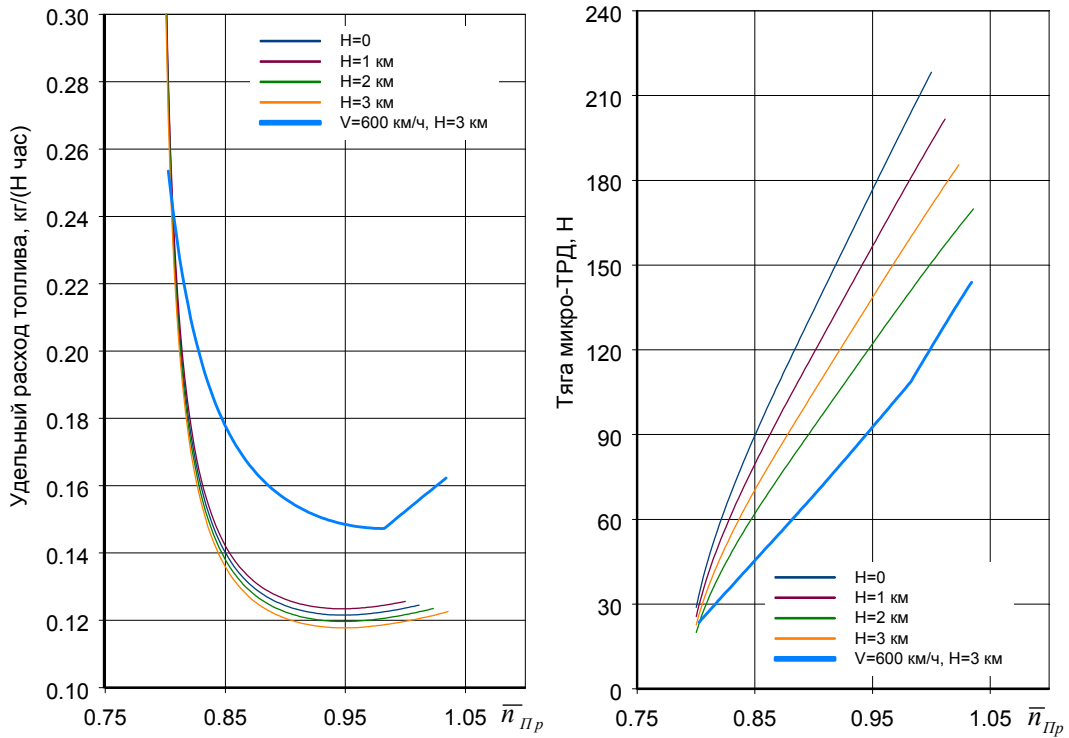


Рис.12. Зависимость Суд и Р. двигателя по приведенной частоте вращения ротора

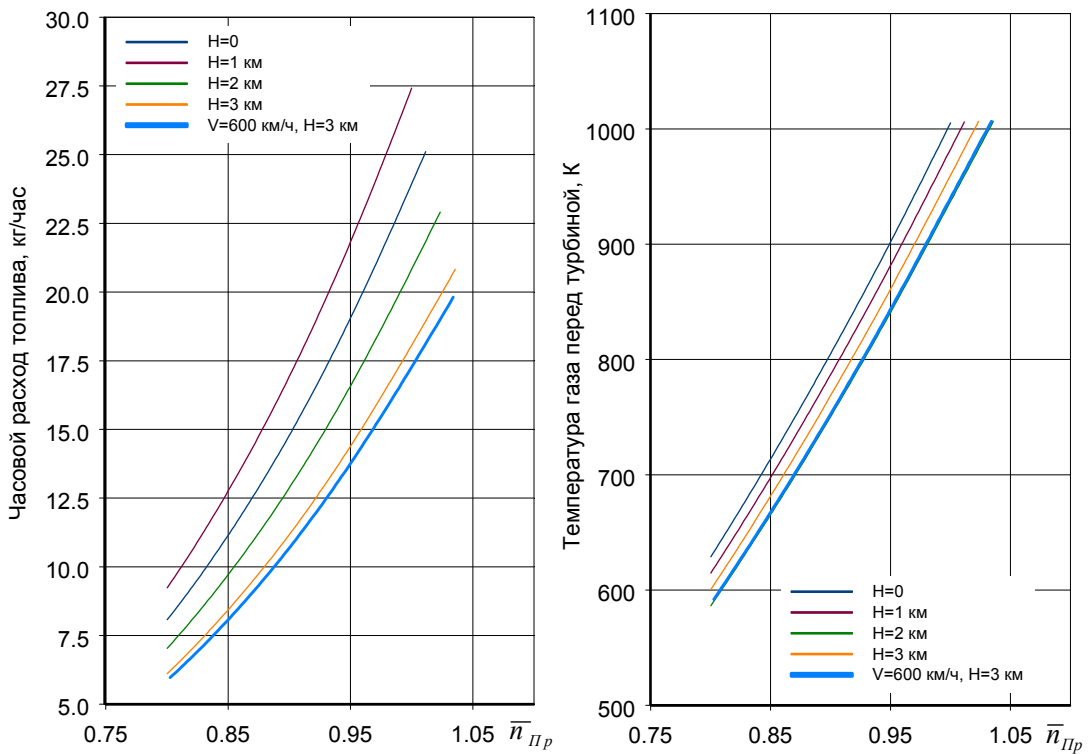


Рис.13. Зависимость $Gmч$ и T_r^* по приведенной частоте вращения ротора

Как видно из графиков (рис.12 и 13) дроссельные характеристики рассматриваемых двигателей не имеют каких-либо ярко выраженных особенностей, требующих особых исслед-

дований. Следует учитывать и то, что заявляемые производителем показатели экономичности (минутный расход топлива) отличаются от расчетных примерно на 30% в большую сторону. Это объясняется относительно низкими уровнями к.п.д. элементов газотурбинного тракта, о которых, как правило, в открытых источниках производители не сообщают.

Конструктивное исполнение этих двигателей свидетельствует, что приемистость таких двигателей весьма неудовлетворительна:

- газовая турбина неохлаждаемая и возможен ее перегрев;
- запас устойчивости компрессора с увеличением приведенной частоты падает и возможно попадание компрессора в условия, способствующие возникновению неустойчивой работы;
- возможен срыв пламени в камере сгорания.



Рис.14. Запуск двигателя FD-3

Анализ возможных динамических характеристик микро-ТРД позволяет сделать вывод, что динамика таких двигателей по тяге низкая: переход от режима МГ (малый газ) до режима МАКСИМАЛ занимает время не менее 30 с. Также весьма сложным и проблематичным является процесс запуска таких двигателей: отсутствие простейшего топливного автомата запуска (ТАЗ) требует дополнительной емкости с горючим газом для запуска камеры сгорания с последующим переходом на топливо.

Система смазки опор ротора двигателя представляет собой одну или систему струйных форсунок, подающих топливо (авиационный керосин) на подшипники. Иногда для улучшения смазочных свойств в керосин добавляют парафин, иногда 4...5% моторного масла [3]. На рис.15 показан вариант смазки опор микро-ТРД. Смазочная смесь через трубопровод подводится к подшипнику передней опоры. Наддув пе-

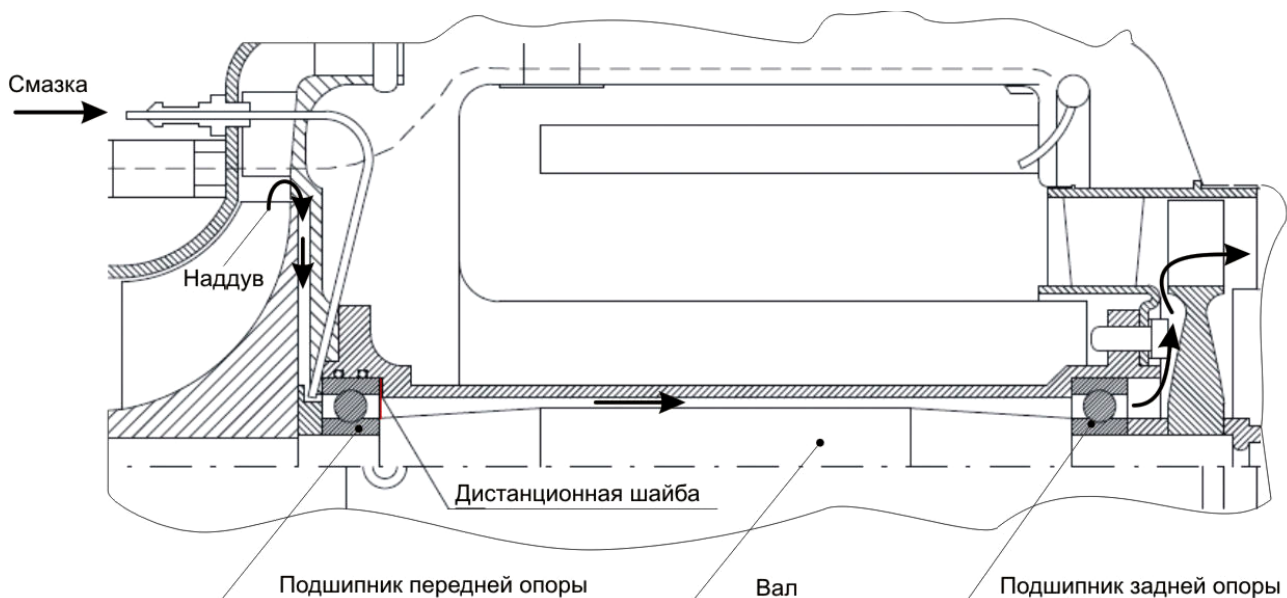


Рис.15. Смазка опор микро-ТРД

редней опоры осуществляется воздухом, отбираемым от рабочего колеса компрессора через зазор между стенкой рабочего колеса и стойкой статора компрессора. Через подшипник пе-

редней опоры, зазор между валом ротора и внутренним корпусом статора двигателя смазочно-воздушная смесь подается к подшипнику задней опоры. Пройдя подшипник задней опоры, смесь выбрасывается в проточную часть газовой турбины.

Ресурсные показатели выпускаемых микро-ТРД находятся на уровне 100...120 часов наработки при условии регулярного выполнения регламентных работ через каждые 25...30 часов. Предприятия-изготовители рекомендуют через каждые 50 часов наработки отправлять двигатели на завод для оценки их технического состояния. На практике такие двигатели эксплуатируются по техническому состоянию с заменой выходящих из строя деталей при каждом осмотре.

Основным требованием при эксплуатации микро-ТРД является обеспечение соответствия типа и чистоты топлива, рекомендуемым предприятиями-изготовителями.

Структура, выпускаемого предприятиями, типоряда микро-ТРД

Структура типоряда, выпускаемых предприятиями микро-ТРД в виде гистограммы по внутренней тяге и степени повышения давления в компрессоре для условий стенда при САУ представлена на рис.16-17.

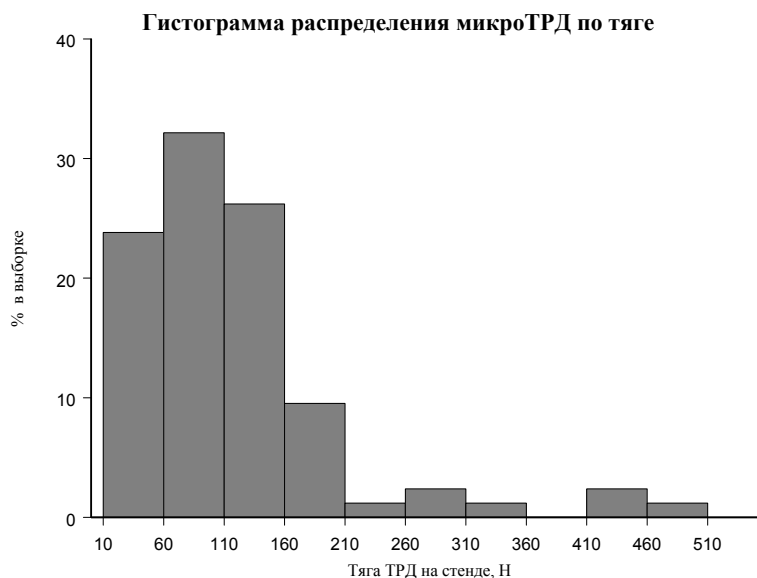


Рис.16. Структура типоряда микро-ТРД по внутренней тяге

Так как, основное назначение выпускаемых микро-ТРД – установка на летающие модели пилотируемых ЛА, то анализ структуры выпускаемых двигателей показывает четкую ориентацию на потребителя относительно недорогих изделий.

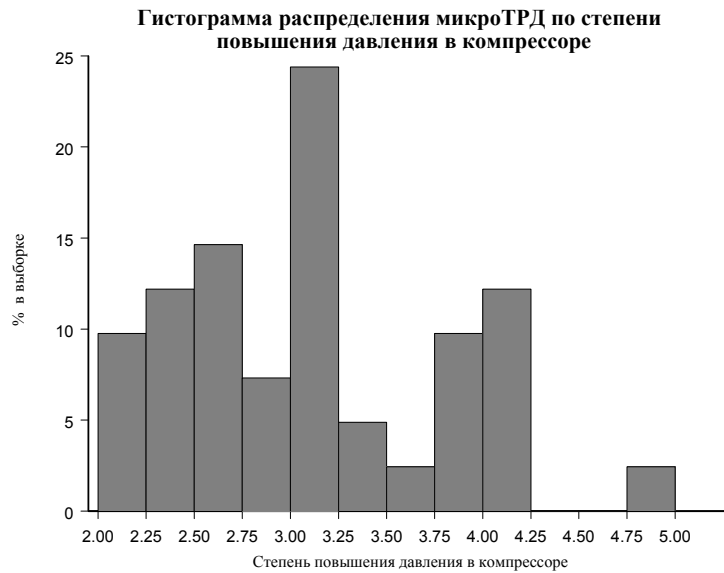


Рис. 17. Структура типоряда по степени повышения давления в компрессоре

В среднем отпускная с завода цена таких двигателей лежит в пределах 17...25 \$/Н тяги (рис.18) или, если ориентироваться на массу микро-ТРД, 1600...2000 \$/кг массы конструкции.

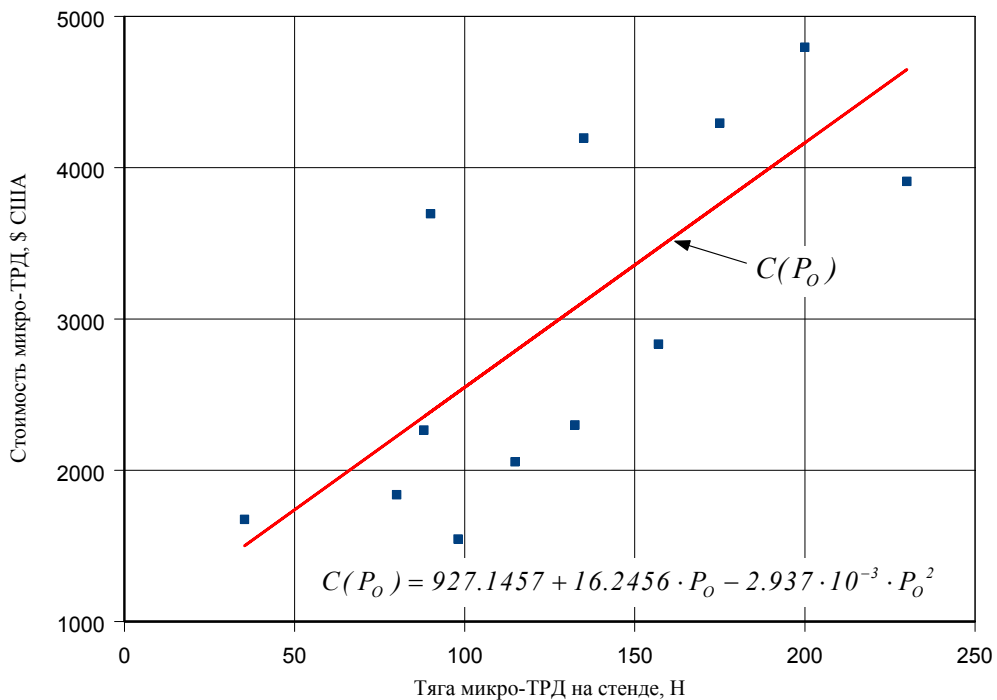


Рис.18. Взаимосвязь стоимости реализации микро-ТРД с его тягой на стенде

В некоторых случаях есть смысл в экспресс оценке массо - габаритных и стоимостных показателях. Для этого на графиках (рис.18-20) приведены соответствующие степенные поли-

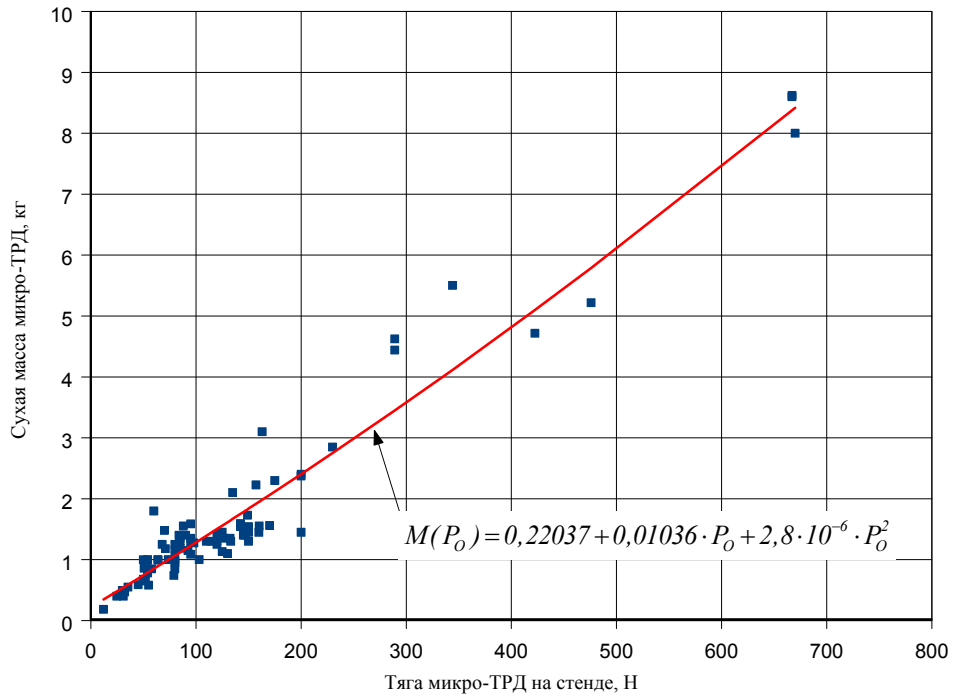


Рис.19. Зависимость массы микро-ТРД от его тяги на стенде

номы, описывающие зависимости стоимости, массы, длины и диаметра микро-ТРД от его тяги в условиях стенда.

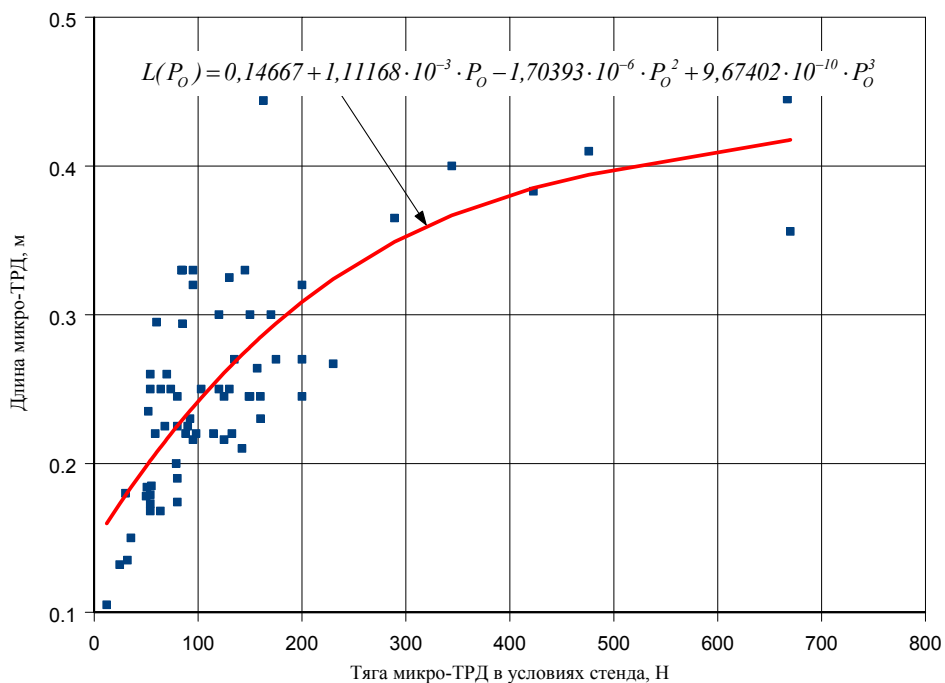


Рис.20. Взаимосвязь длины микро-ТРД (без стартера во втулке компрессора) и его тяги

Приведенные полиномы можно использовать при оценке возможности использования микро-ТРД в разрабатываемых конструкциях. Однако они дают достаточно грубую оценку и

при более глубоких исследованиях или проведения эскизного проектирования необходимо переходить к данным, которые предоставляет изготовитель микро-ТРД.

Представленные результаты исследования показывают, что микро-ТРД могут играть существенную роль в становлении беспилотной техники не только в модельном классе, но и специального назначения. Опыт создания и эксплуатации подобных двигателей является бесценным и должен быть использован всеми разработчиками и производителями беспилотной техники.

Литература

1. Б.С. Стечкин, П.К. Казанджан, Л.П. Алексеев, А.Н. Говоров, Н.Е. Коновалов, Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. Теория реактивных двигателей. Рабочий процесс и характеристики. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1958.
2. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей/Под ред. С.М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1987.
3. Handbuch Modellstrahlurbine TJ-67. Alfred Frank Modellturbinen. Tanneneckstraße 27.D-93453 Neukirchen b. Hl. Bl. www.frankturbine.de