

Разработка испытательного стенда для малоразмерных газотурбинных двигателей

Болховитин М.С.*, Боровиков Д.А., Ионов А.В.***, Селиверстов С.Д.******

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

**e-mail: woln@mail.ru*

***e-mail: deman.994@ya.ru*

****e-mail: woln@mail.ru*

*****kuroshup93@mail.ru*

Аннотация

В работе представлены результаты разработки малоразмерных газотурбинных двигателей. Основной акцент сделан на созданный экспериментальный стенд для двигателей такого класса. Приведена общая схема стенда, гидравлическая и электрическая схемы, подробно описаны системы стенда. Приведены данные, полученные при запусках двигателей.

Ключевые слова: малоразмерный газотурбинный двигатель, центробежный компрессор, экспериментальный стенд.

Введение

Развитие малоразмерной беспилотной авиации требует создания высокоэффективных малоразмерных силовых установок различного типа. В Московском авиационном институте разрабатываются газотурбинные двигатели различных схем с тягой до 1000Н и газотурбинные установки на их основе

мощностью до 400 кВт. На сегодняшний день проблема испытаний таких двигателей практически не решена, и требуется развитие стендово-экспериментальной базы для проведения исследований как узлов малоразмерных ГТД, так и изделий в целом.

В настоящее время авторами проводятся исследования разработанных малоразмерных ГТД в классе тяги 100Н и 400Н, характеристики которых приведены в таблице – 1.

Таблица 1. Характеристики двигателей

Параметры	Изделие 1	Изделие 2
Тяга, Н	167	392
Обороты, об/мин	119 500	96 000
Степень повышения давления	3,2	3,8
Расход воздуха, кг/с	0,375	0,66
Температура газа, С	948	1123
Удельный расход топлива, кг/(ч*Н)	0,105	0,106

Двигатели сконструированы по одновальной одноконтурной схеме и включают в себя: входное устройство, центробежный компрессор, лопаточный диффузор, камеру сгорания, осевую турбину, корпус с реактивным соплом (рис. 1, 2).

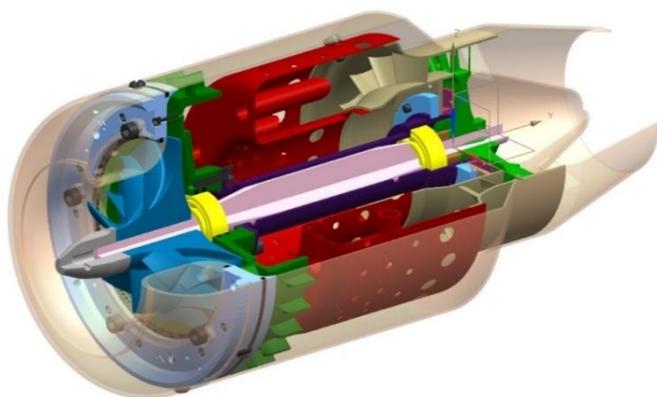


Рис. 1. 3D-модель узлов двигателей-



Рис. 2. Двигатель с тягой 167Н.

прототипов.

Параллельно с расчетными и проектировочными работами ведутся работы по изготовлению деталей микро-ГТД на имеющихся производственных мощностях для собственных опытных образцов. Прорабатываются конструкторские и программные решения для стенда микро-ГТД (рис. 3).

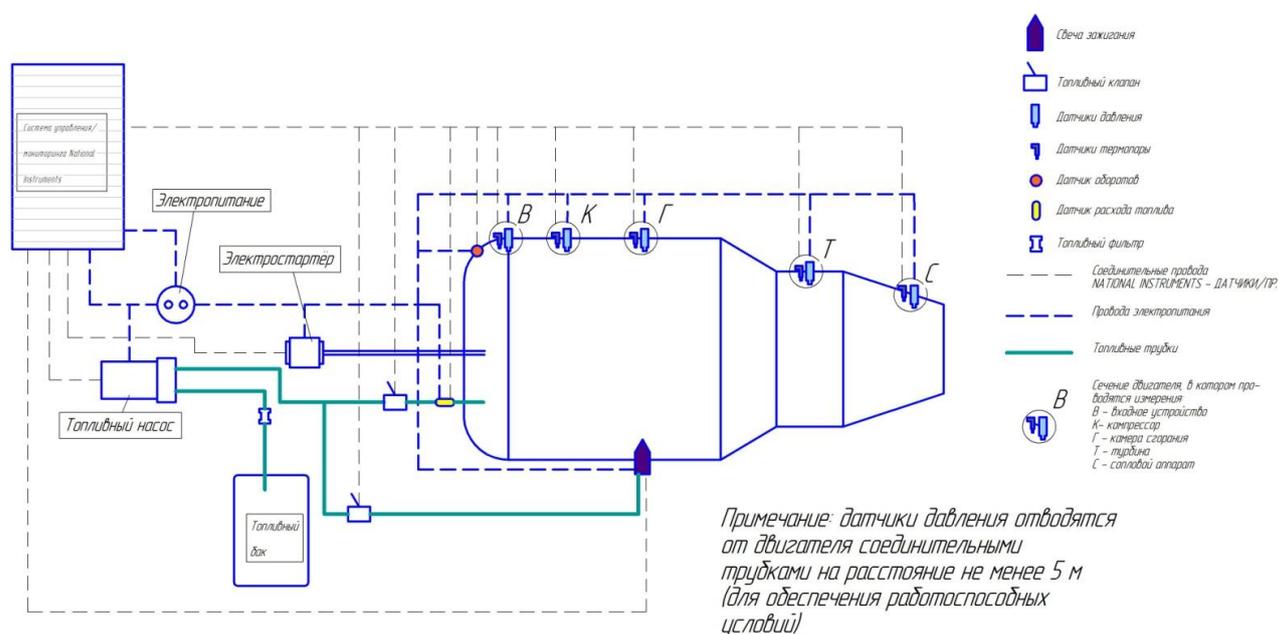


Рис. 3 Общая схема стенда микро-ГТД

Общий вид стенда

Экспериментальный стенд состоит из механической части, подвижных полозьев для закрепления изделия, системы управления стендом, системы измерения.

Система управления стендом позволяет обеспечивать электропитанием исполнительные системы стенда: топливный насос, клапана, систему измерений стенда, а также системы запуска и зажигания двигателя. Регулирование ведется по одному параметру – расходу топлива.

Система измерения включает в себя: датчик оборотов, датчик температуры за турбиной, датчики расхода топлива и датчик тяги. Управление ходом испытаний и сбор данных ведутся автоматизировано при помощи среды LabView.

Двигатель установлен на подвижных полозьях для удобства его монтажа/демонтажа, а также для возможности его перемещения в осевом направлении во время создания тяги.

Представленная модель ТРДМТ имеет возможность запуска с помощью электростартера (1). Воспламенение топливной смеси в КС осуществляется с помощью калильной свечи (2). Имеются клапана подачи топлива: пусковой (3) (открывается после набора двигателем необходимого числа оборотов и включения свечи зажигания) и клапан подачи основного горючего (4). Регулирование подачи топлива осуществляется как с помощью топливного (5) насоса, так и расходомера. Температура выхлопных газов измеряется датчиком (6), установленным за турбиной. Частота оборотов вращения вала фиксируется датчиком оборотов (7). Тяга и расход фиксируются датчиками (8) и (9) соответственно. Все сигналы поступают в блок управления и обработки (10) (рис. 4).

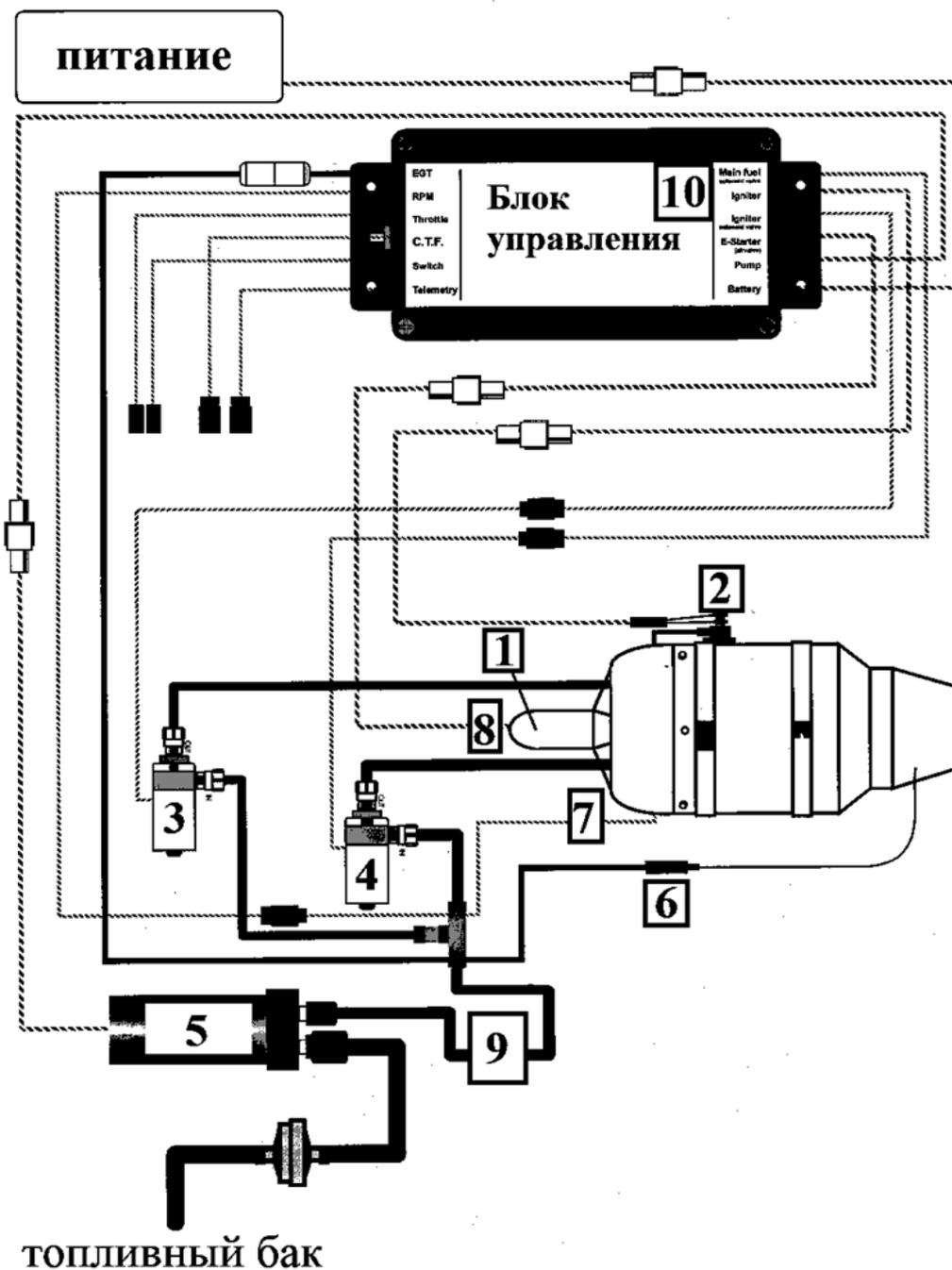


Рис. 4 Электрическая и гидравлическая схема.

Описание испытательного стенда и измерительной аппаратуры

Для испытаний ТРДМТ был создан огневой испытательный стенд. Стенд оснащен системами, обеспечивающими его функционирование при всех режимах испытаний, а также контрольно-измерительной и регистрирующей аппаратурой,

позволяющей контролировать и регистрировать все необходимые для работы и проведения исследования параметры двигателя и его систем.

Стенд оснащен следующими системами:

- система управления, сбора и обработки данных;
- система измерения;
- система выхлопа отработавших газов.

Управление стендом осуществляется полностью в автоматическом режиме в среде LabView. С помощью программы осуществляется контроль над пуском, регулировкой частоты оборотов, выключением двигателя. Предусмотрена аварийная система выключения двигателя. Информационно-измерительная система, реализованная на стенде, позволяет дистанционно управлять аппаратурой, контролировать параметры двигателя и стендовых систем по выбору оператора-испытателя, обеспечивает возможность выборочной обработки информации в темпе испытаний. Интерфейс программы и часть кода представлены на рисунках 5 и 6.

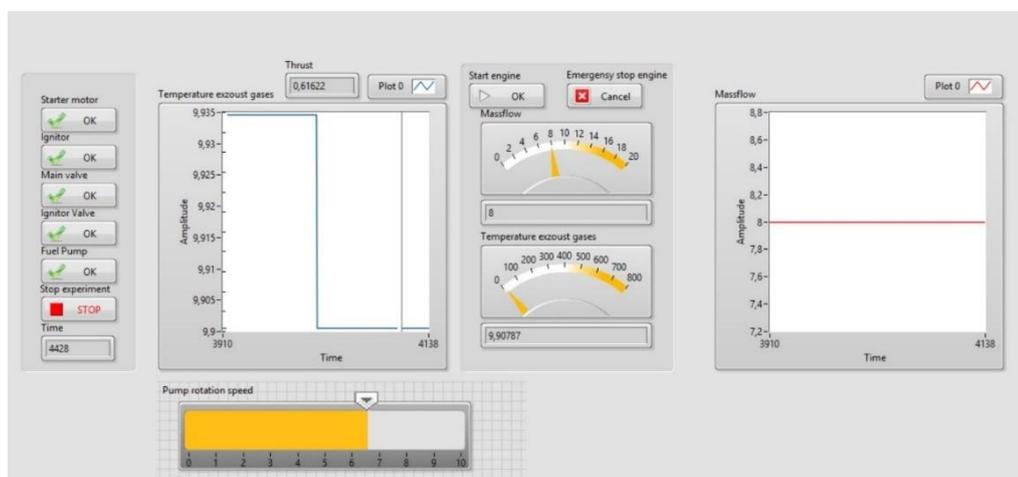


Рис. 5 Интерфейс программы управления.

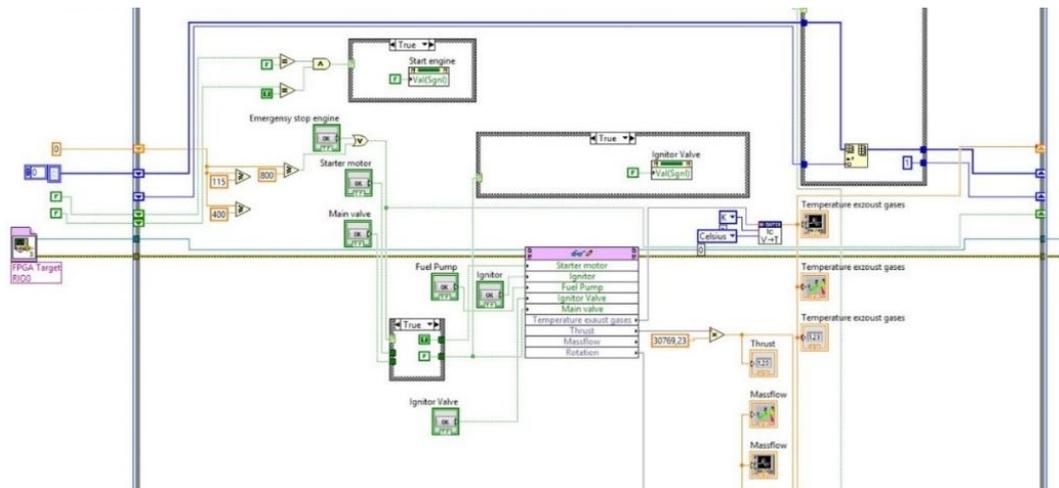


Рис. 6 Часть кода программы.

С помощью программы задается циклограмма запуска, работы и выключения двигателя.

Блок управления включает в себя следующую аппаратуру (рис. 7): реле управления клапанами, топливным насосом, стартером и свечой зажигания (1); контроллер для сбора и обработки данных CompactRIO (2); блоки питания (на 5, 14 и 24 вольт) (3).

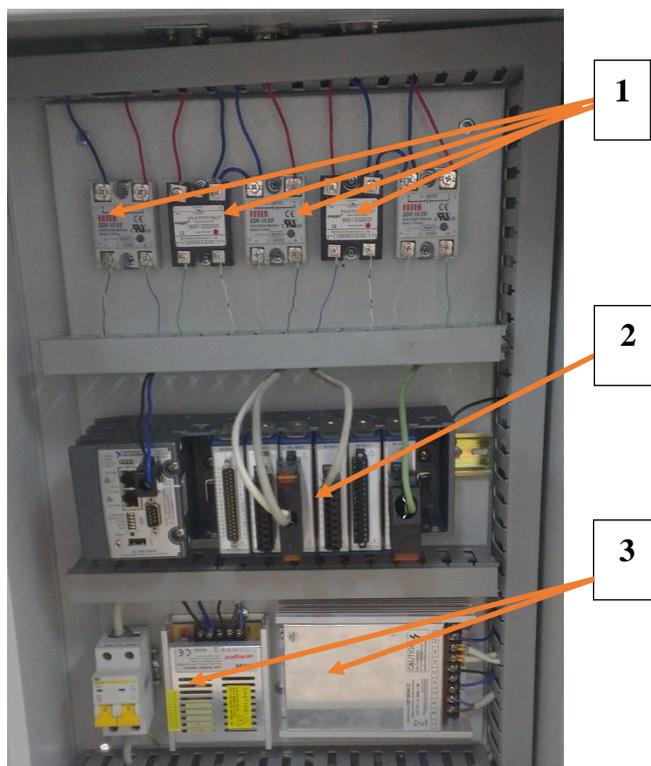


Рис. 7 Блок управления.

Для управления клапанами, стартером, топливным насосом и свечой зажигания используются твердотельные полупроводниковые реле постоянного тока. Для питания клапанов, стартера и свечи зажигания используется блок питания на 14 вольт. Для датчика оборотов и насоса – блок питания на 5 вольт. 24-вольтовый блок питает расходомер.

Программируемый контроллер NI CompactRIO (рис. 11) представляет собой многофункциональную встраиваемую систему сбора данных и управления, разработанную для задач, требующих высокой производительности и надёжности измерительных и управляющих систем. Он включает в себя вольтовый, токовый и термопарный (милливольтовый) блоки для обработки сигналов различного типа.



Рис.11 Контроллер NI CompactRIO.

Система измерения включает в себя следующие датчики:

1. Расходомер. Для измерения расхода использовался кориолисовый массовый расходомер Bronkhorst High-Tech CORI-FLOW.
2. Датчик температуры – термопара (измерение газов за турбиной). Для измерения температуры использовалась термопара Cr-Al. Максимальная

температура измерения 1300°C. Датчик крепится в сопле двигателя и рабочим концом направляется в сторону турбины.

3. Частотный датчик для измерения частоты оборотов вала Contrinex DW - AD - 50. Датчик измерения частоты вращения ротора турбокомпрессора индукционного типа устанавливается на изделие с зазором между датчиком и лопатками рабочего колеса равным 0,25...0,3 мм. Диаметр датчика $D=6,5$ мм, длина $L=25$ мм.

4. Тягоизмерительное устройство. Предназначено для измерения усилия, создаваемого реактивной струей, исходящей из двигателя. В основе измерения – тензорезистивный датчик mavin AN1. Пределы измерения 0-40 кг. Тягоизмерительное устройство крепится консольно к станине. В момент появления тяги усилие передается от упора двигателя, установленного на подвижных направляющих, в верхний край тягомерки.



Рис. 12. Тягоизмерительное устройство.

Система выхлопа отработавших газов выполнена в виде трубы диаметром 180 мм и длиной 4 м (1), отводящей выхлопные газы от двигателя на безопасное расстояние. Также в целях безопасности был изготовлен специальный кожух из прозрачного оргстекла толщиной 20 мм (2), которым накрывается двигатель во время работы (рис.13).

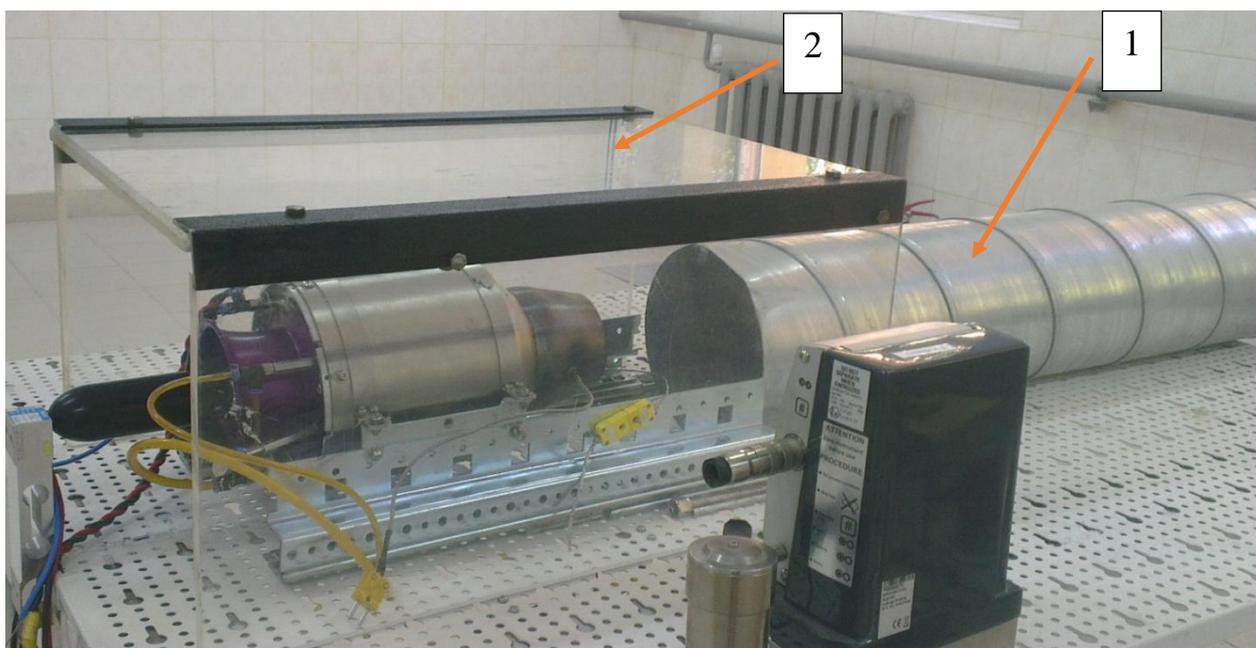


Рис. 13 Выхлопная труба и защитный кожух двигателя.

На данный момент проведены стендовые пуски двигателя-прототипа, которые подтвердили заявленные производителем характеристики изделия по тяге, температуре газа за турбиной и оборотам ротора.

Программа проведения испытаний включала в себя подготовительные работы:

- монтаж стенда, установка датчиков измерения тяги, температуры и расхода;
- подготовка двигателя к испытаниям, наладка работы стартера и топливного насоса;
- установка двигателя на стенд, монтаж комплекса измерительной аппаратуры.

Далее работа выполняется по этапам:

Этап 1. Отработка зажигания, и регулировка собранного двигателя.

В состав работ на данном этапе входят:

- проверка всех систем двигателя, измерительной части;
- устранение неполадок, внесение изменений в управляющую программу.

Запуск двигателя и его настройка осуществляется по циклограмме, представленной на рис. 14.

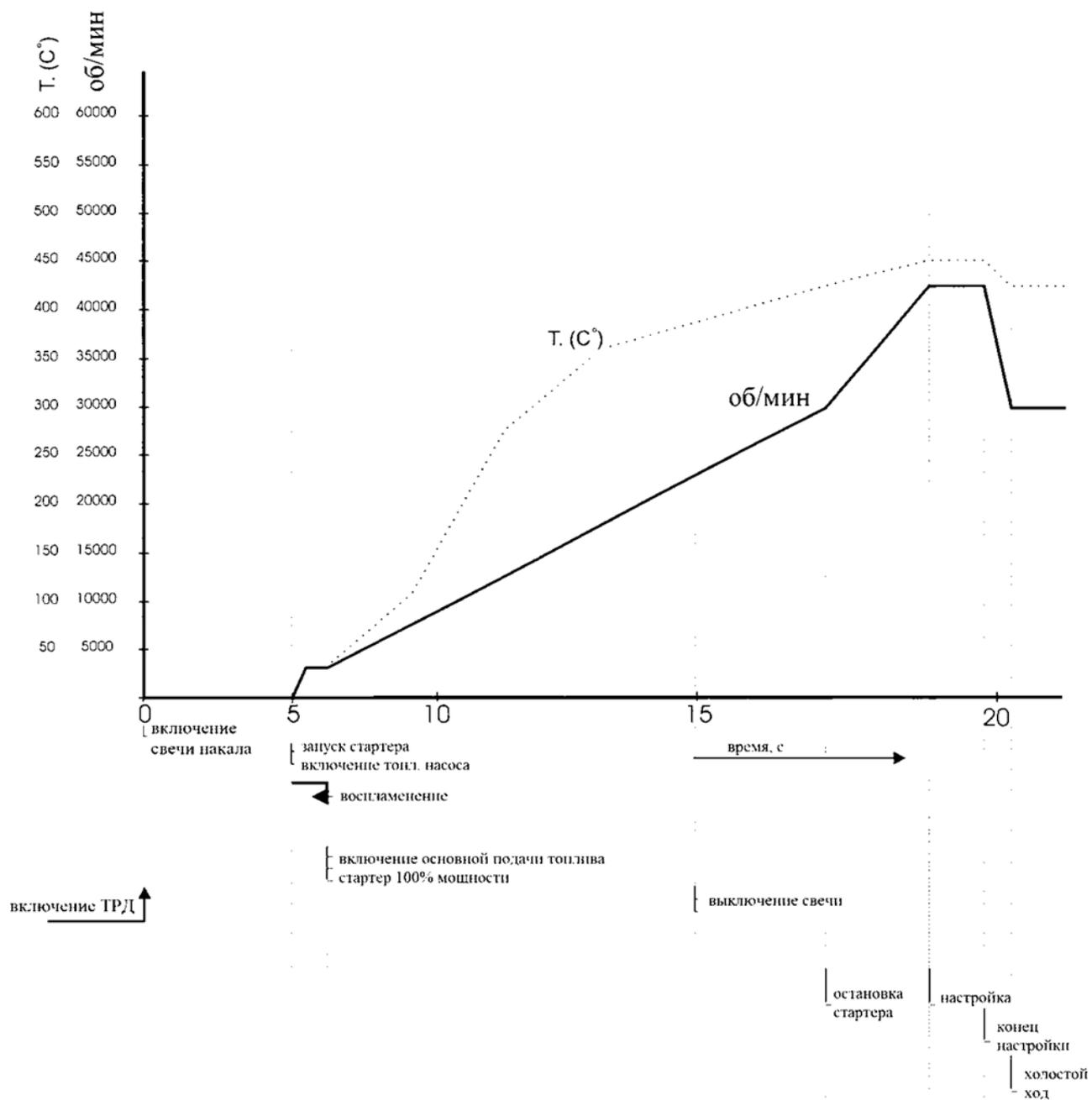


Рис. 14 Циклограмма запуска двигателя.

Этап 2. Снятие базовых характеристик двигателя при работе на номинальном режиме.

В состав работ на данном этапе входят:

- стендовые испытания двигателя;
- по окончании цикла испытаний производится снятие характеристик двигателя: на частотах оборотов вала $n = 25000, 30000, 50000, 70000$ об/мин с замером основных показателей - замер расхода керосина, замер тяги, замер температуры.

Результаты испытаний.

Результаты испытаний сведены в таблицу 2.

Таблица 2. Основные показатели двигателя по результатам испытаний

Показатель Обороты, п	Тяга, кг	Расход, г/мин	Температура, °С
25000 (оценочное значение)	2,7	120	250
30000 (оценочное значение)	5	240	350
50000 (оценочное значение)	10	420	500
60000 (оценочное значение)	23	545	700

По результатам испытаний были построены зависимости тяги, расхода и температуры от частоты оборотов двигателя, представленные на рисунках ниже. В процессе испытаний выявилась неисправность датчика оборотов. Приведенные зависимости параметров (расхода, тяги и температуры) соответствуют примерному числу оборотов вала.

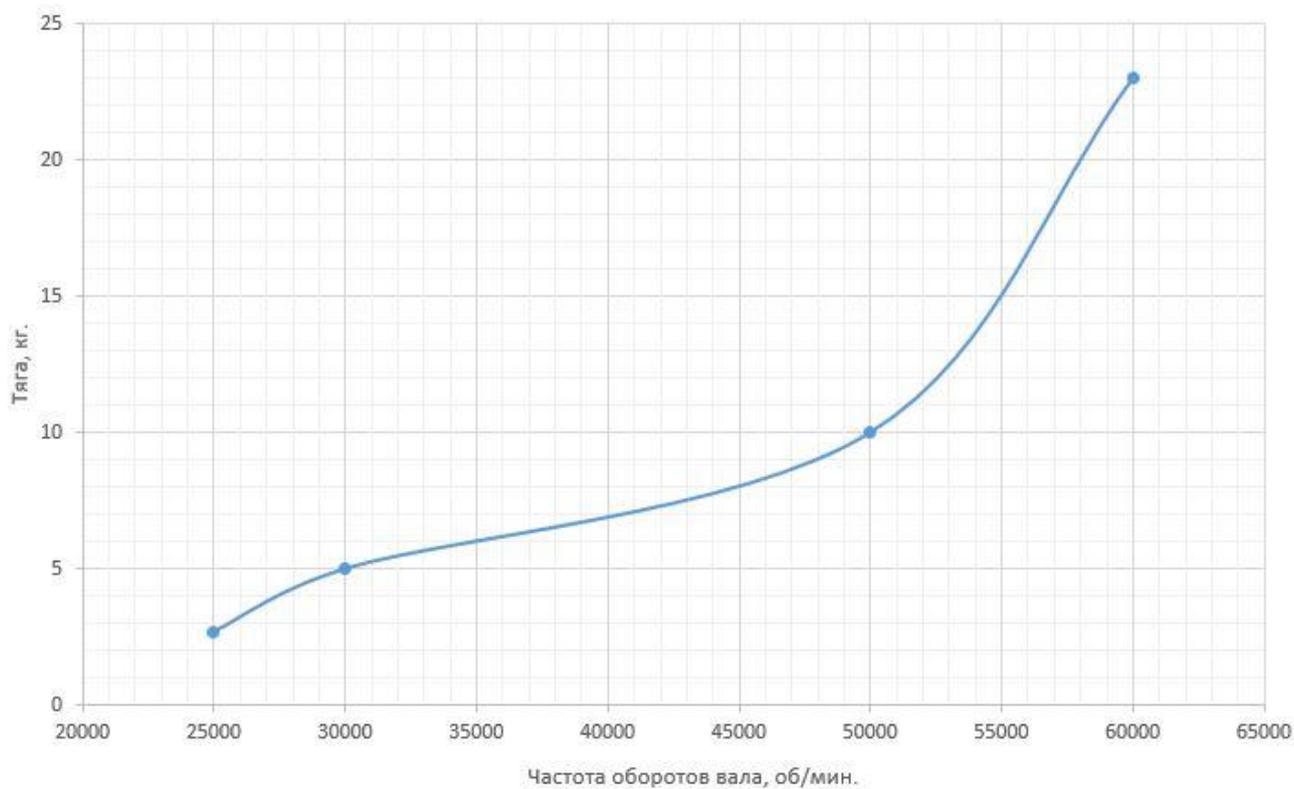


Рис.15 Зависимость тяги от оборотов двигателя.

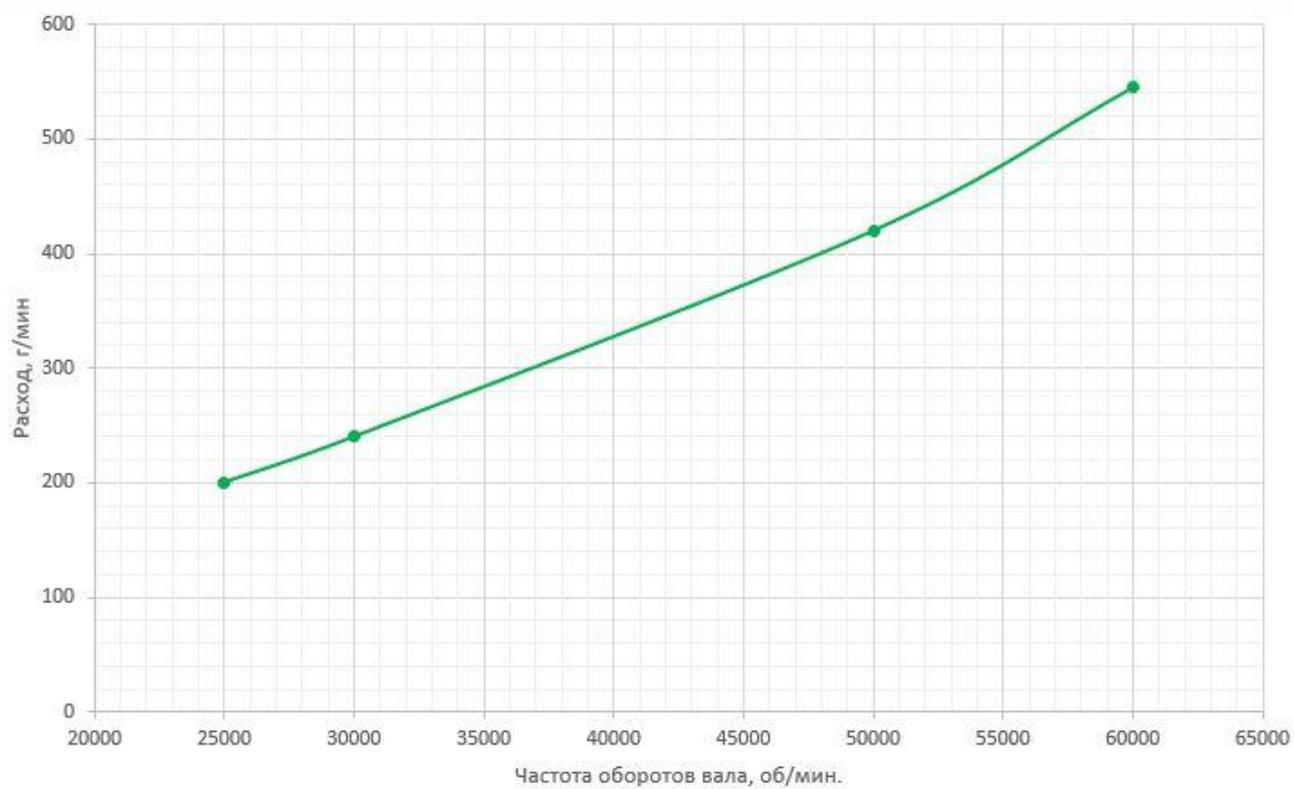


Рис.16 Зависимость расхода от оборотов двигателя.

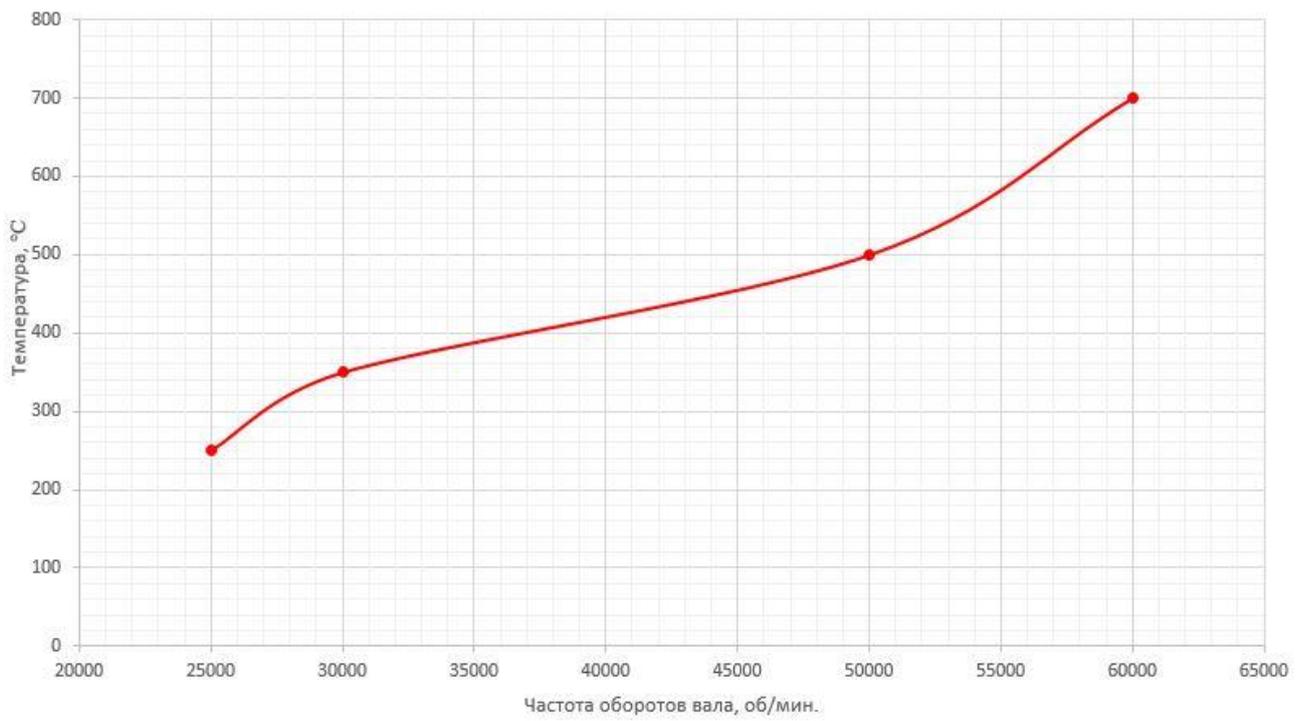


Рис.17 Зависимость температуры от оборотов двигателя.

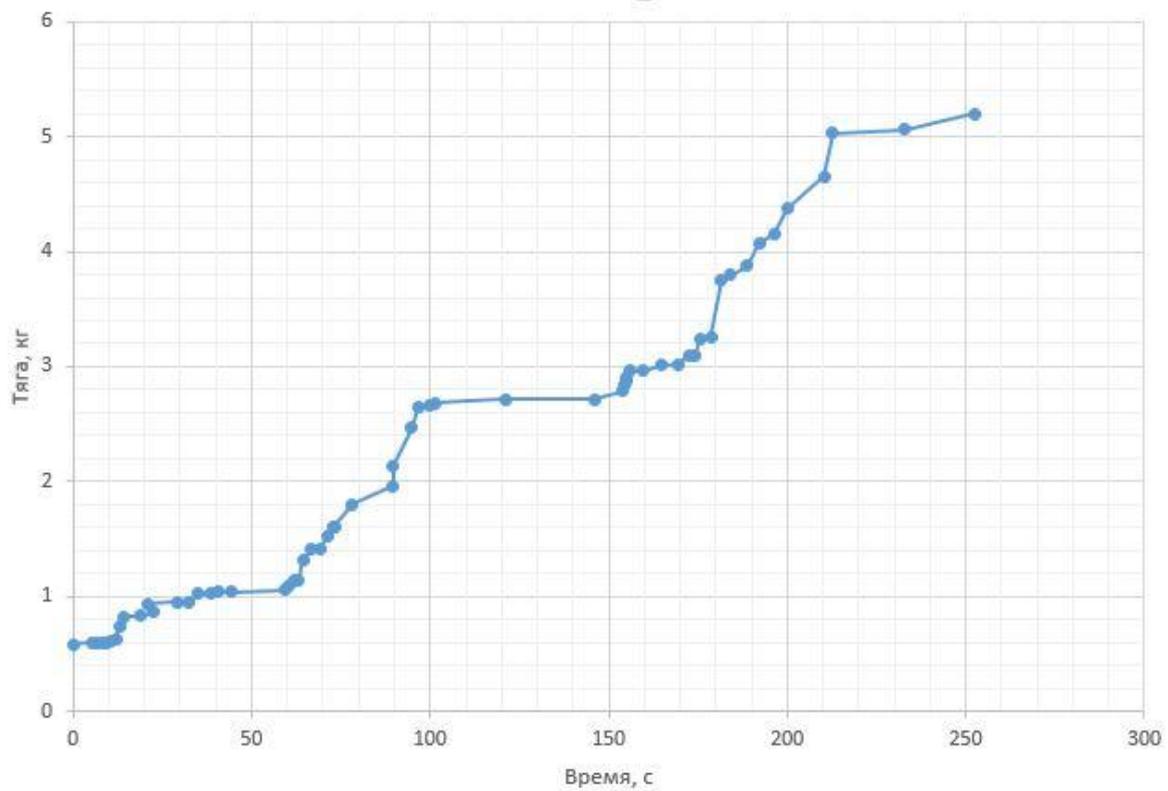


Рис.18. Запуск 1, Тяга, 250 секунд.

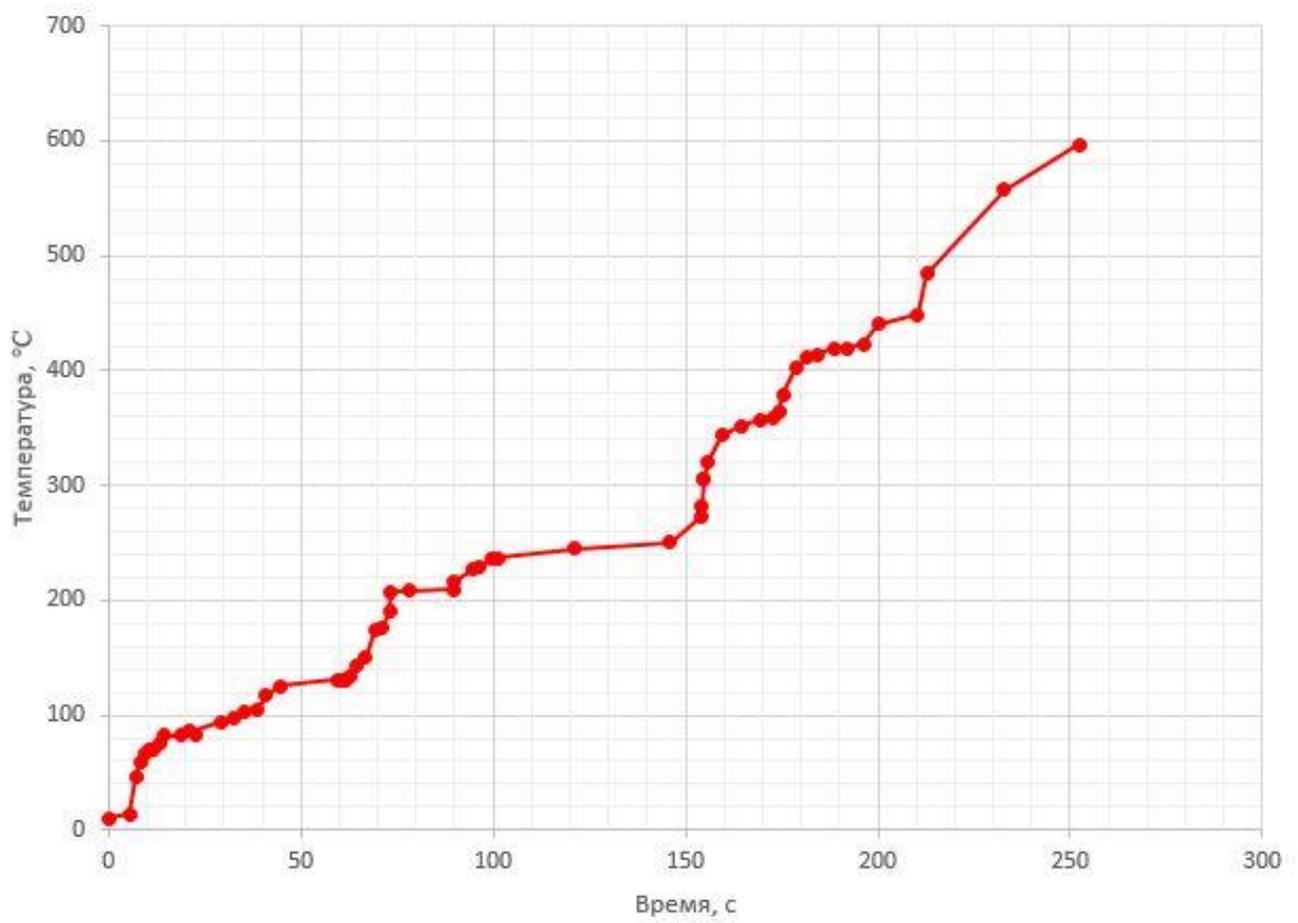


Рис.19 Запуск 1, температура, 250 секунд.

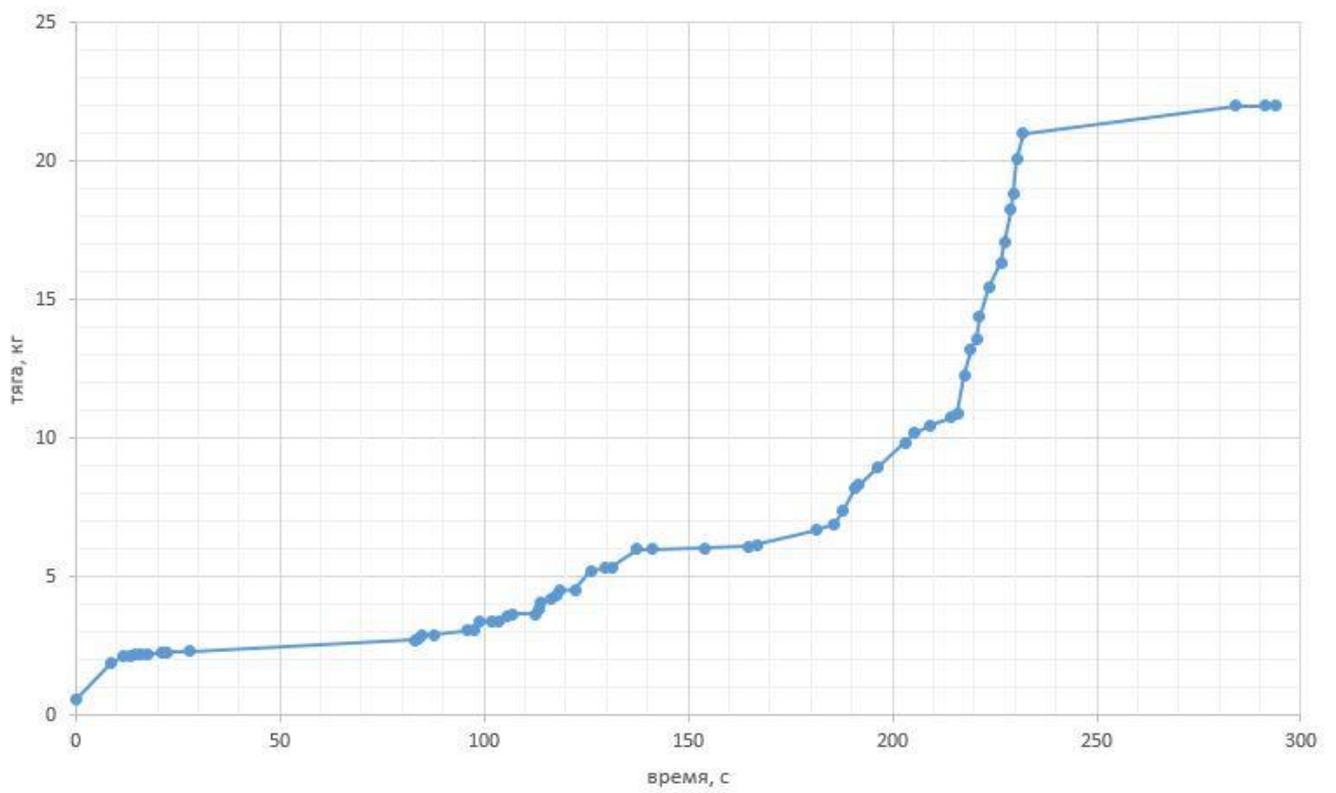


Рис.20 Запуск 2, тяга, 300 секунд.

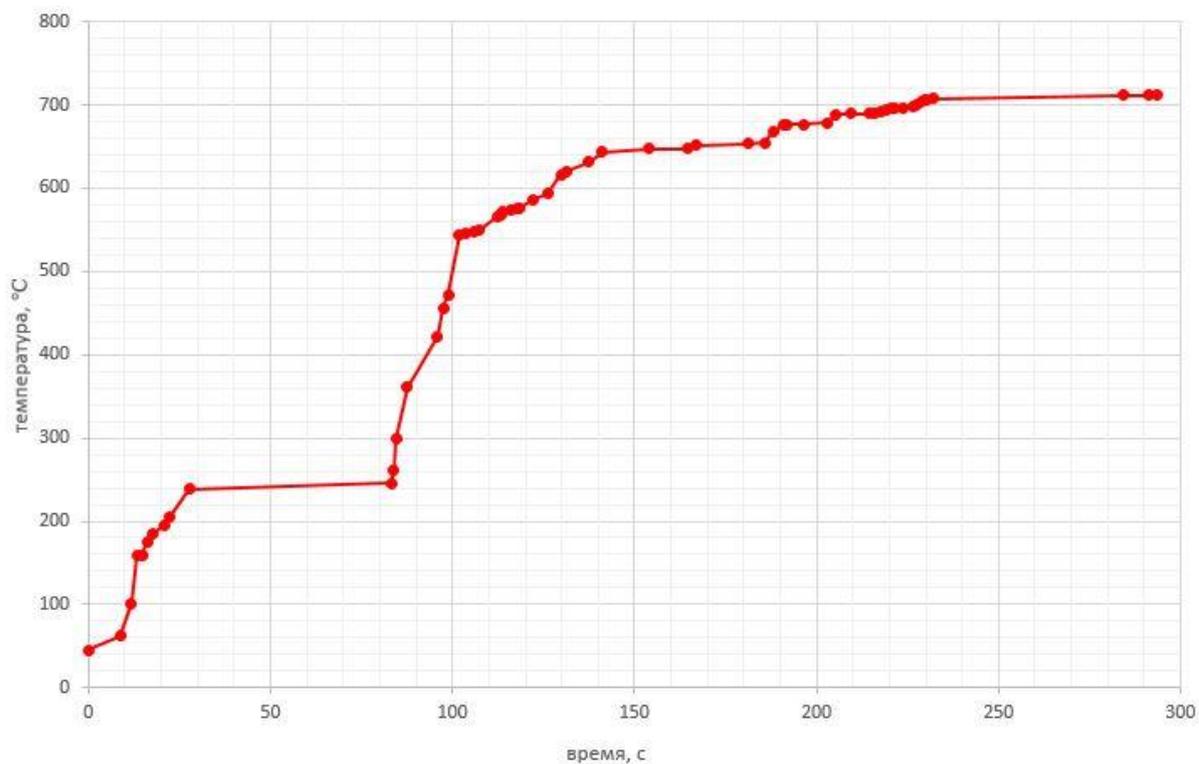


Рис. 21 Запуск 2, температура, 300 секунд.

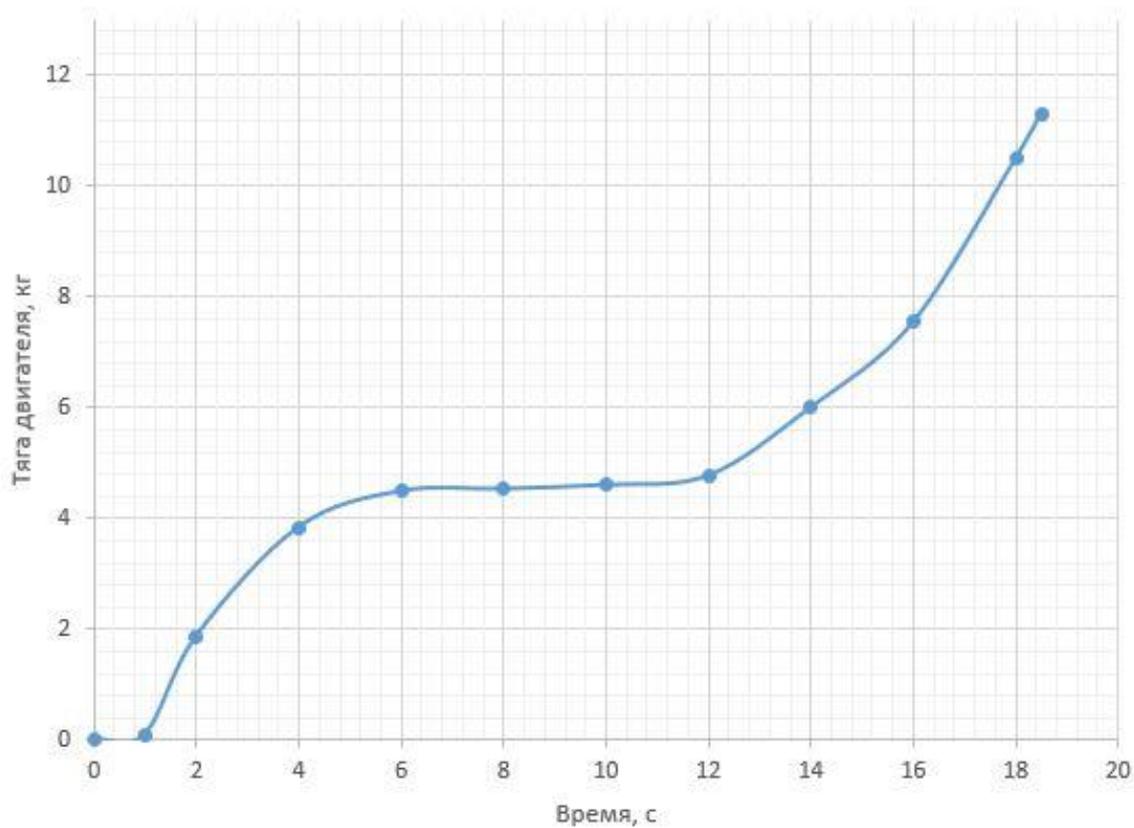


Рис. 22 Запуск 3, тяга, 18 секунд.

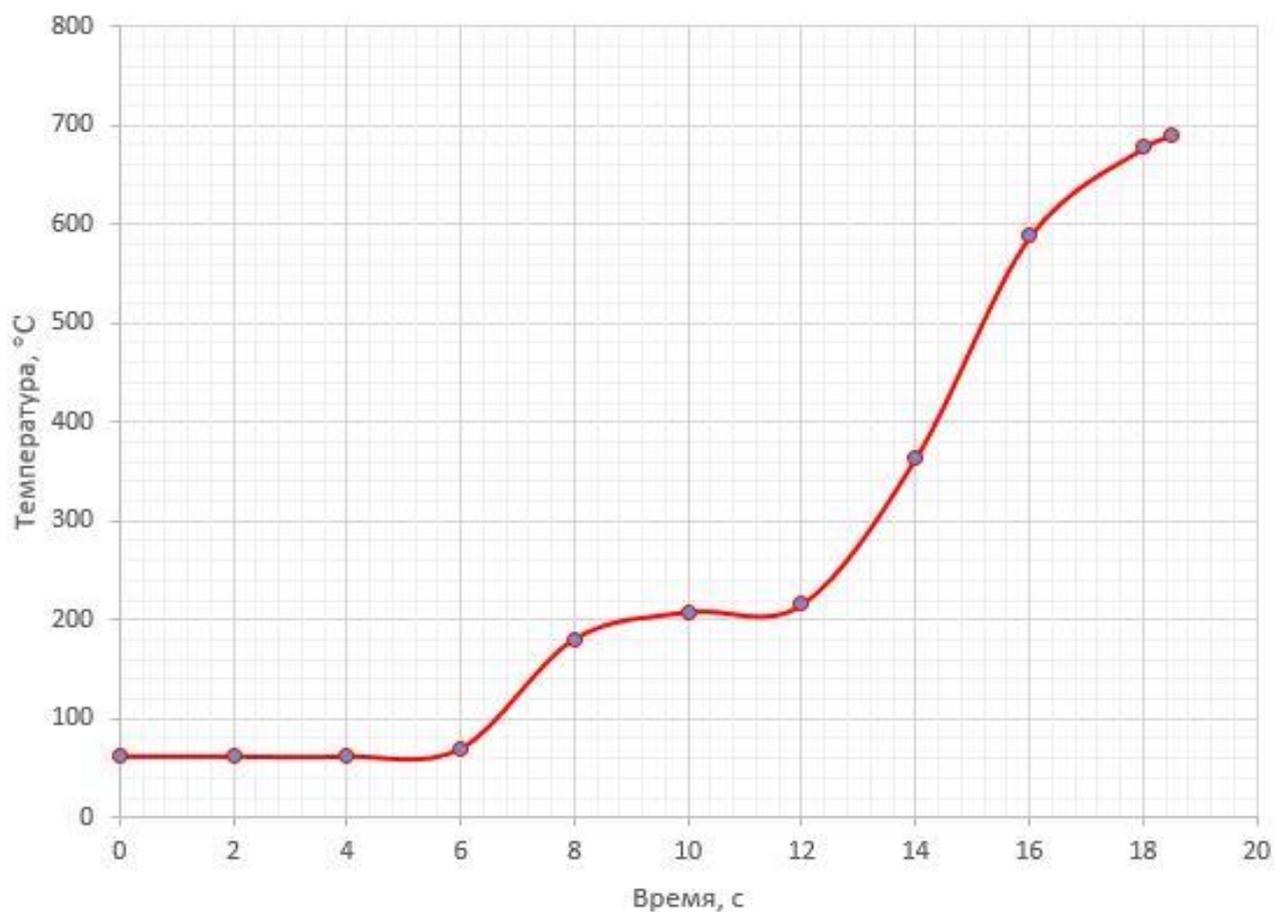


Рис. 23 Запуск 3, температура, 18 секунд.

Выводы по проведенному исследованию

1. Построен огневой испытательный стенд ТРД МТ с возможностью испытания на нем различных изделий тягой до 1000Н. Отлажена программа испытаний, а также система управления стендом.

2. По результатам испытаний двигателя можно сделать следующие выводы: номинальная тяга в 392Н достигнута не была, ввиду некорректного отображения показаний оборотов. Возможно, датчик оборотов вышел из строя. Дальнейшее проведение испытаний и повышение расхода без знания точного числа оборотов было опасным. Однако, по полученным результатам расхода, температуры и тяги

можно сделать прогноз, что при дальнейшем увеличении расхода двигатель достигнет заявленного значения тяги.

Выводы по работе

С помощью полученных с прототипа данных проведена верификация методики проектирования малоразмерных ГТД. По модифицированным методикам получены трёхмерные модели турбины и компрессора. Отработаны технологии изготовления рабочих колес компрессора, турбины, вала, камеры сгорания, корпуса, сопла. Ведутся работы по оптимизации узлов двигателя с помощью программного комплекса ANSYS. Разработка экспериментального стенда также позволяет проводить полноценные исследования как узлов, так и изделий целиком.

Библиографический список

1. Болховитин М.С., Боровиков Д.А., Ионов А.В., Селиверстов С.Д. Разработка методик создания ВРД малых тяг // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. 2015. № 4 (35). С. 50-55.
2. Боровиков Д.А., Ионов А.В., Селиверстов С.Д. Использование микрогазотурбинных установок в наземной энергетике // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета: Электроника, информационные технологии, системы управления. 2015. № 3 (15). С. 108-116.
3. Дадж А. Газотурбинные двигатели малой мощности. – М.: Иностранная литература, 1963. - 420 с.

4. Ланский А.М., Лукачев С.В., Матвеев С.Г. Статистический анализ влияния размерности на параметры камер сгорания ГТД // Труды МАИ, 2010, № 41: <https://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=23770>
5. Ржавин Ю.А., Емин О.Н., Карасев В.Н. Лопаточные машины двигателей летательных аппаратов. Теория и расчет: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ ПРИНТ, 2008. – 700 с.
6. Порошкин К.В., Ахмедзянов Д.А. ТРД малой тяги для беспилотного летательного аппарата // Молодой ученый, 2011, №1: <http://moluch.ru/archive/24/2494/>
7. Гусаров С.А. Оценка канальных потерь в решетках осевых малоразмерных турбин // Труды МАИ, 2011, № 53: <https://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29397>