САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
SAMARA UNIVERSITY

Институт ракетно-космической техники
Межвузовская кафедра космических исследований

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА

Тема: «Разработка методики экспериментального определения параметров термоэлектрической двигательной установки наноспутника»

Обучающаяся группы 1415-240301D: Зарубина Алина Александровна
Руководитель: доцент, к.т.н. Ивлиев Александр Владимирович

Самара 2020

ВВЕДЕНИЕ

МКА могут быть выполнять на орбите такие задачи, как:

- дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ);
- обнаружение и мониторинг техногенных катастроф;
- обеспечение различных средств связи;
- инспекция космических аппаратов, станций и т.д.;
- групповые миссии ;
- увод КМ на орбиту утилизации и др.

Обеспечить выполнение этих задач могут миниатюрные ДУ.

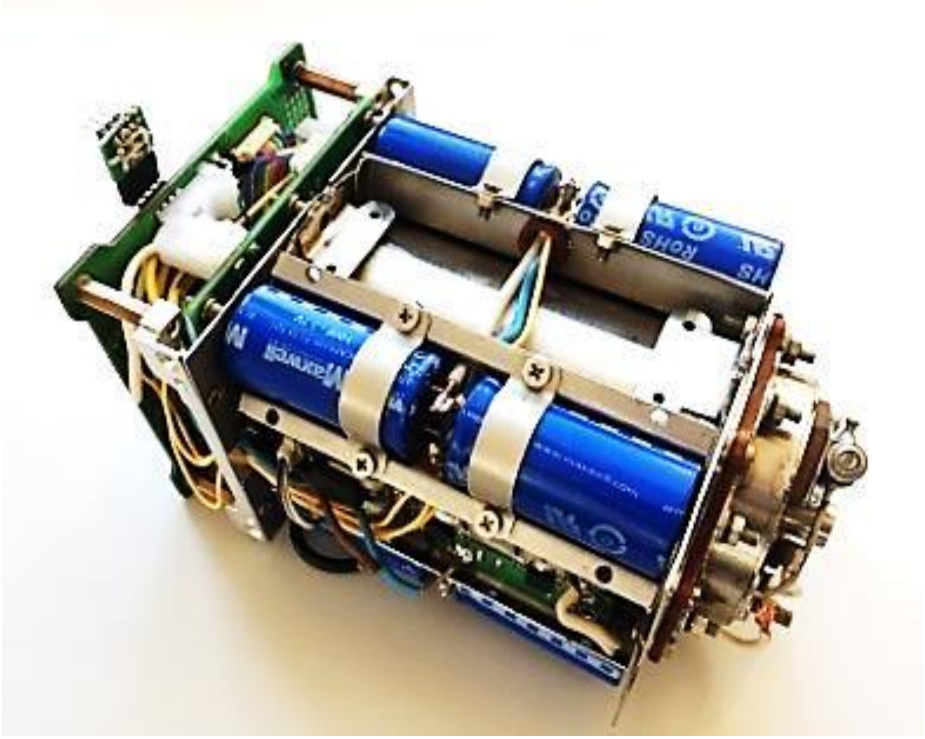


Рис. 1

Цель, задачи и актуальность ВКР

Цель*:* разработка методики экспериментального определения параметров электротермической двигательной установки (ЭТДУ) по результатам испытаний, проводимых на лабораторном стенде.

Задачи *:*

- разработка методики испытаний ЭТДУ в термовакуумной камере (ТВК;)
- определение требований к технике безопасности при проведении испытаний;
- выполнение эксперимента по измерению тяги ЭТДУ на стенде, собранном на основе ТВК, весовым методом;
- обработка результатов эксперимента, в том числе, выводы о погрешности измерений и необходимой калибровке датчика;
- анализ экологичности и безопасности испытуемой двигательной установки.

Актуальность*:* с помощью ДУ можно корректировать орбиту НС при групповом полёте, ДЗЗ, продлевать жизнь НС на орбите, а также уводить отработавшие аппараты на орбиту утилизации.

Обзор на ДУ с различными видами РТ для МКА

ДУ(страна)/ Хар-ка	NANOPS (Канада)	СПД-50 (Россия)	АИПД-8 (Россия)
Масса ДУ, кг	3,6	0,7	2,0
РТ	Жидкий SF_6	Ксенон	Фторопласт
Тяга, мН	5	25	0,3

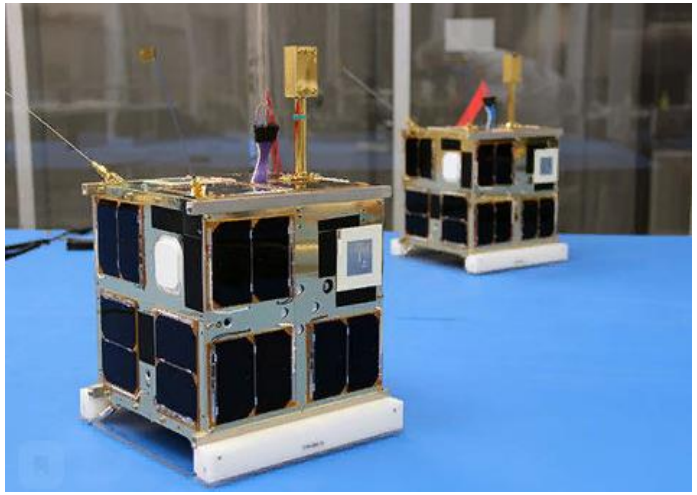


Рис. 2

Рис. 3

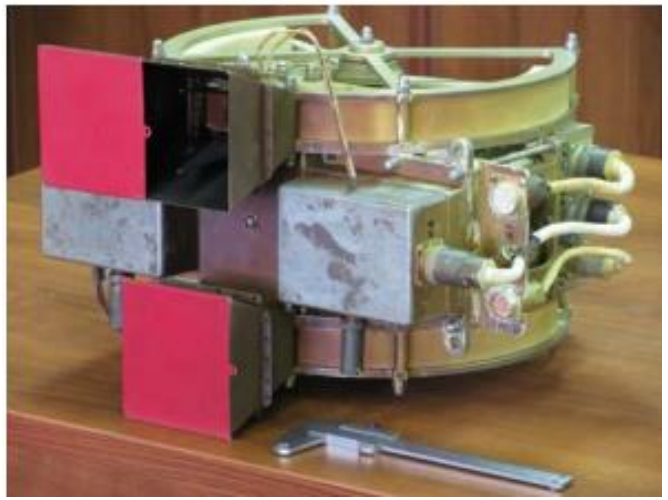


Рис. 4

Назначение СУД

Основными задачами СУД являются:

- управление движением *центра масс* во время перелётов КА между орбитами (коррекция орбиты для поддержания расчётной траектории, увод отработавшего КА на орбиту утилизации и др.);

- управление движением *относительно центра масс* (гашение начальных угловых скоростей КА после отделения от ступени РН, начальная ориентация на Солнце для обеспечения энергоснабжения бортовых систем КА от солнечных батарей (СБ); ориентация НС при проведении маневра на орбите, сброс накопленного вращающего момента гироскопа и др.).

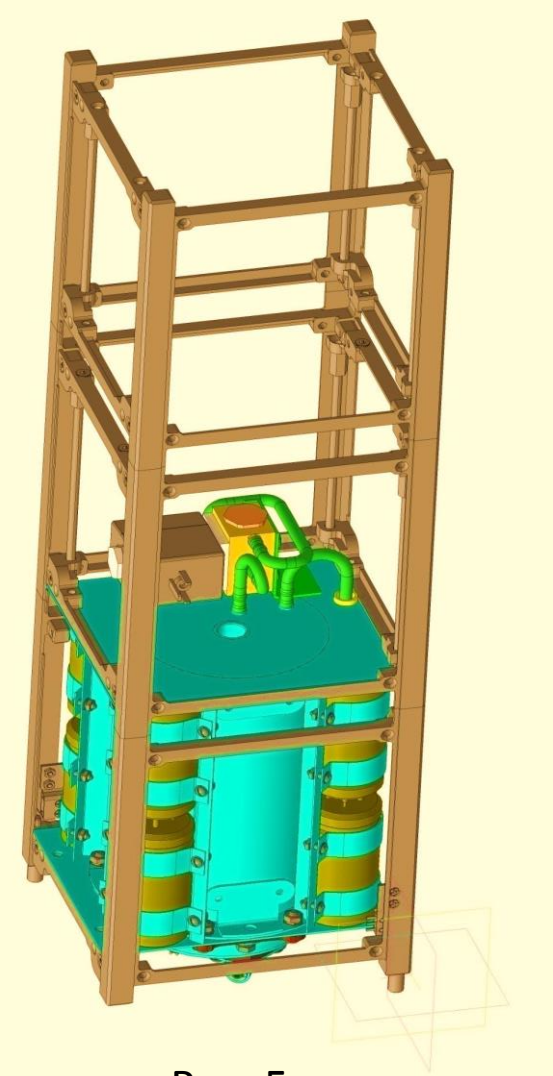


Рис. 5

Структурная схема и принцип действия ЭТДУ

В качестве РТ используется дистиллированная вода с добавкой 40% по массе этилового спирта.

Преимущества воды, как РТ:

- высокие скорости истечения пара;
- нетоксичность;
- экологичность;
- возможность проведения испытаний в учебной лаборатории.

Недостатки воды, как РТ:

- замерзание при минусовых температурах;
- большие затраты на нагрев воды за счет её высокой теплоёмкости.

Рис. 6

Стенд для испытаний БМНС

На рисунках представлены вид спереди и справа стенда для испытаний БМНС.

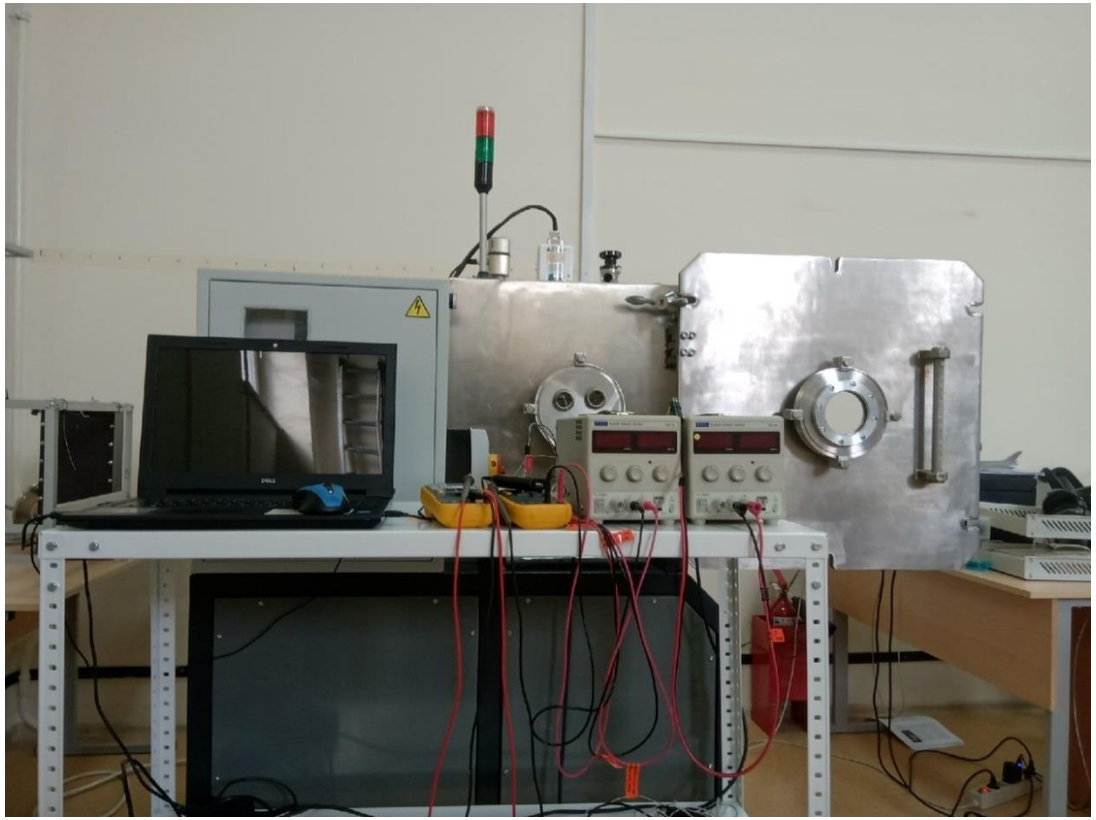


Рис. 7

Рис. 8

Перечень стендового оборудования:

- термовакуумная камера (ТВК);
- 2 источника питания GWInstek SPS-606;
- 2 мультиметра Fluke 115;
- ПК для обработки измерений со специальным ПО, в том числе среда MATLAB и ПО для работы с COM-портом Terminal 1.93;
- весы (тензодатчик) для измерения тяги;
- несущая конструкция для закрепления ЭТДУ;
- набор разновесов для калибровки тензодатчика.

Рис. 9

Методика проведения испытаний тяги

Рис. 10

Структурная схема основной программы для проведения калибровки

Программы для проведения калибровки тензодатчика:

- calibrate.m;
- calc_cal.m;
- massa.m;
- open_port.

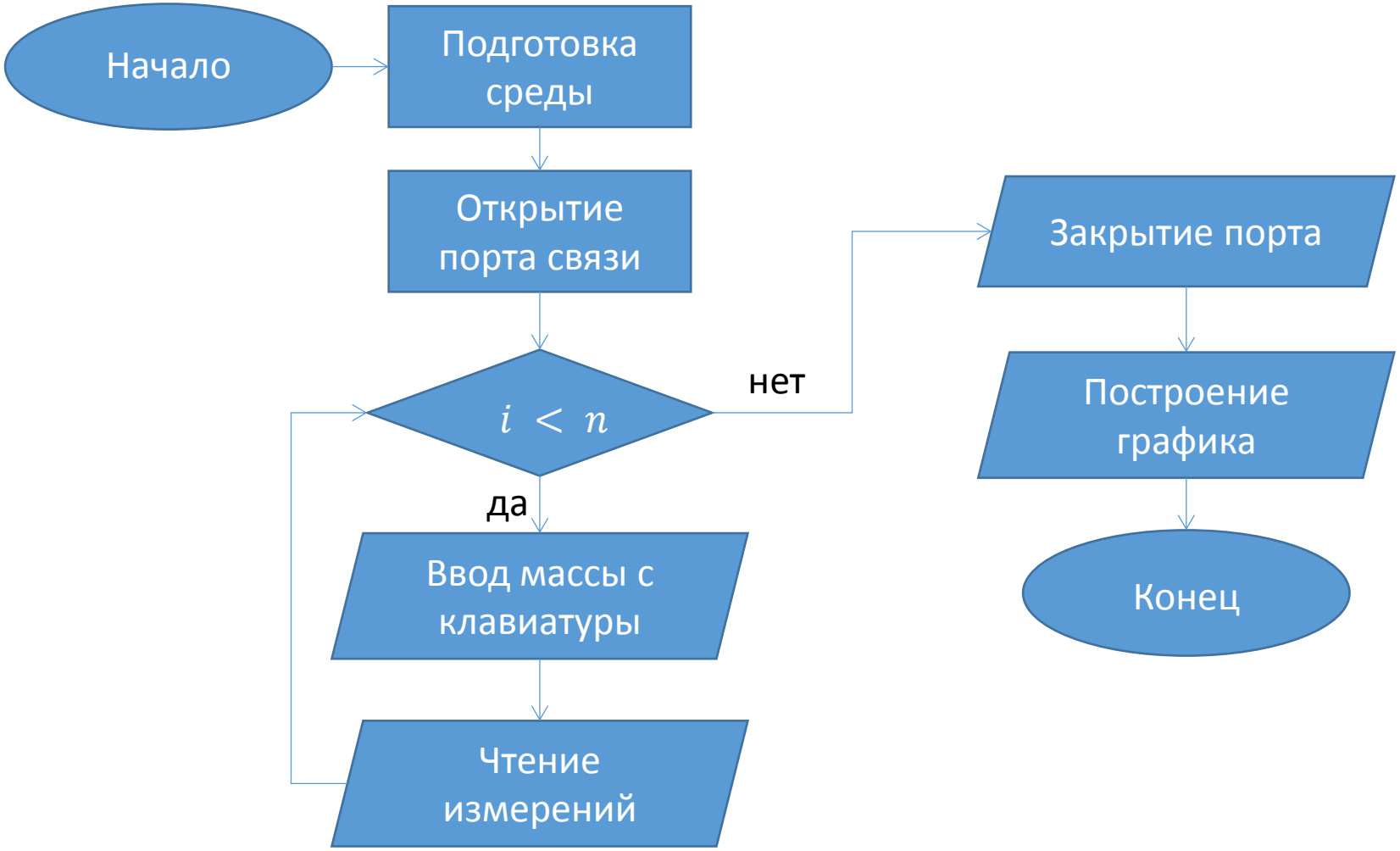


Рис. 12

Структурная схема основной программы для проведения измерений тяги

Программы для проведения измерений тяги:

- plot_hx711_new.m
- open_port.m

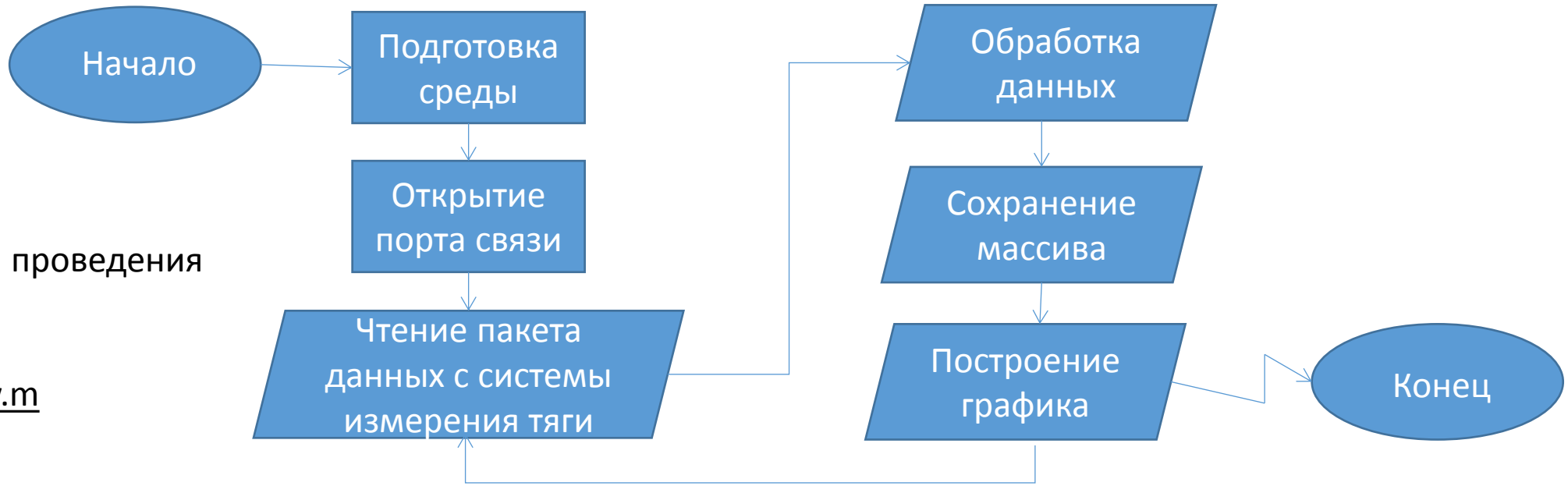


Рис. 11

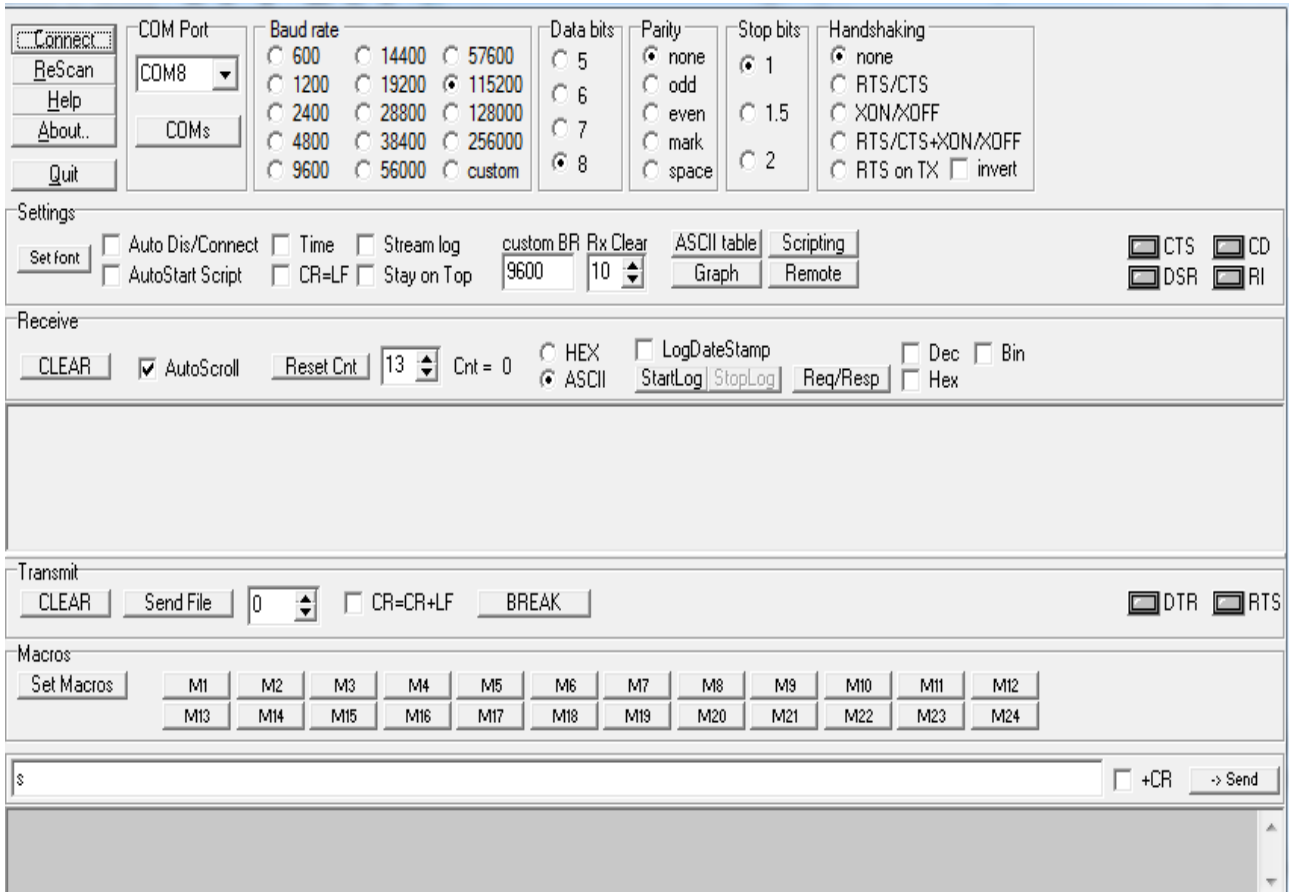

Connect
ReScan
Help
About..
Quit
COM Port
COM8
COMs
Baud rate
600
1200
2400
4800
9600
14400
19200
28800
38400
56000
57600
115200
128000
256000
custom
Data bits
5
6
7
8
Parity
none
odd
even
mark
space
Stop bits
1
1.5
2
Handshaking
none
RTS/CTS
XON/XOFF
RTS/CTS+XON/XOFF
RTS on TX
invert
Settings
Set font
Auto Dis/Connect
AutoStart Script
Time
CR=LF
Stream log
Stay on Top
custom BR
9600
Rx Clear
10
ASCII table
Graph
Scripting
Remote
CTS
CD
DSR
RI
Receive
CLEAR
AutoScroll
Reset Cnt
13
Cnt = 0
HEX
ASCII
LogDateStamp
StartLog
StopLog
Req/Resp
Dec
Bin
Hex
Transmit
CLEAR
Send File
0
CR=CR+LF
BREAK
DTR
RTS
Macros
Set Macros
M1
M2
M3
M4
M5
M6
M7
M8
M9
M10
M11
M12
M13
M14
M15
M16
M17
M18
M19
M20
M21
M22
M23
M24
s
+CR
-> Send

Рис. 13

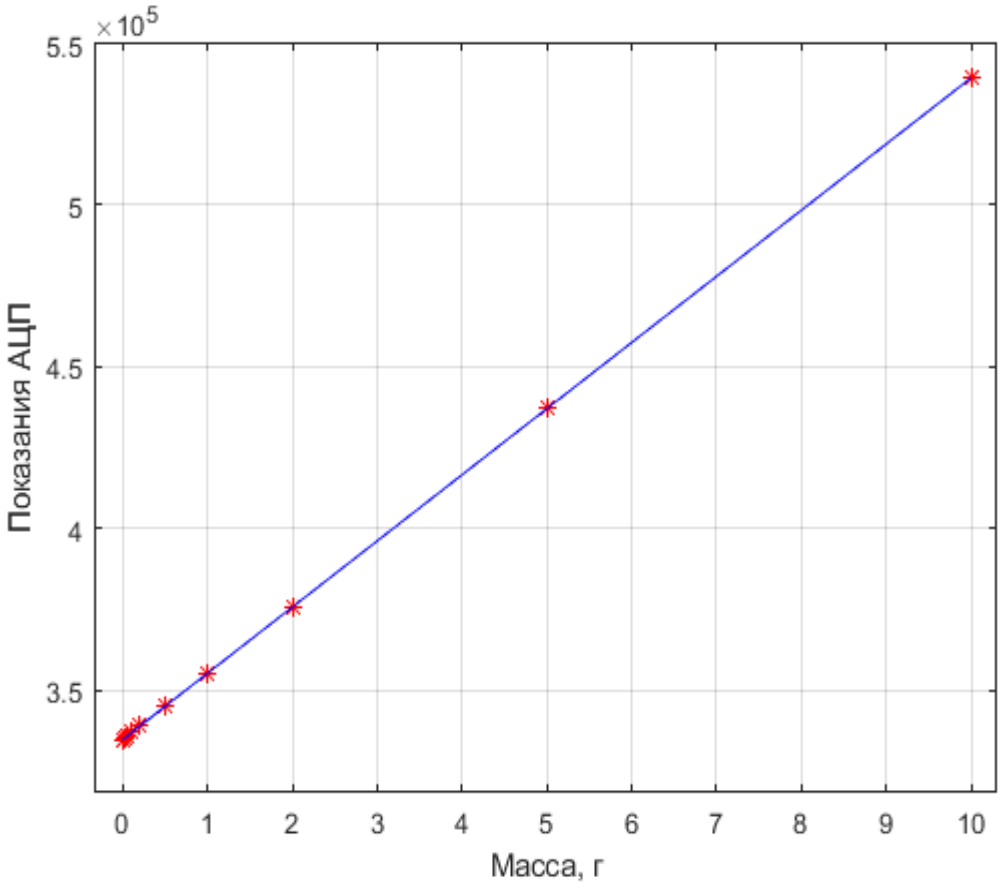

×10^5
5.5
5
4.5
4
3.5
Показания АЦП
0
1
2
3
4
5
6
7
8
9
10
Масса, г

Рис. 14

На графике представлена зависимость тяги от времени, полученная экспериментально с помощью тензодатчика во время испытаний двигательной установки. Данные с 3524 по 3526 с представлены в таблице ниже. Суммарный импульс рассчитывается методом трапеций.

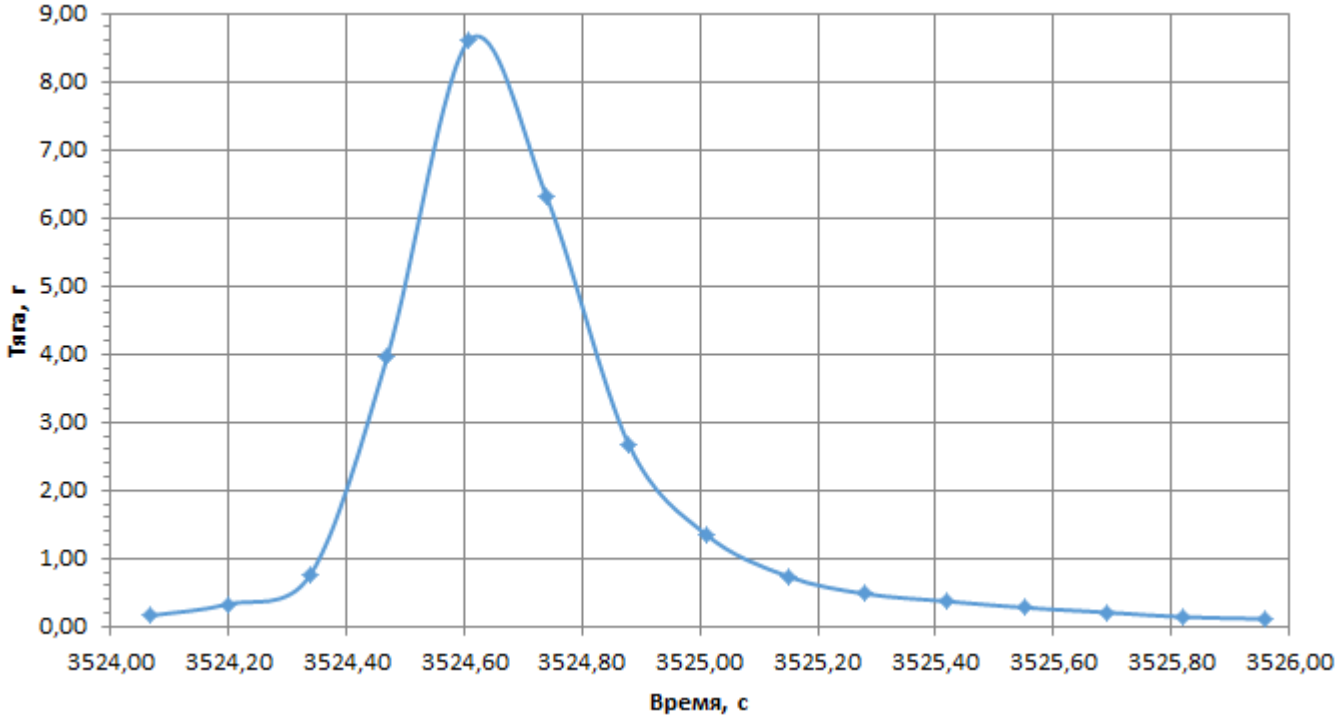
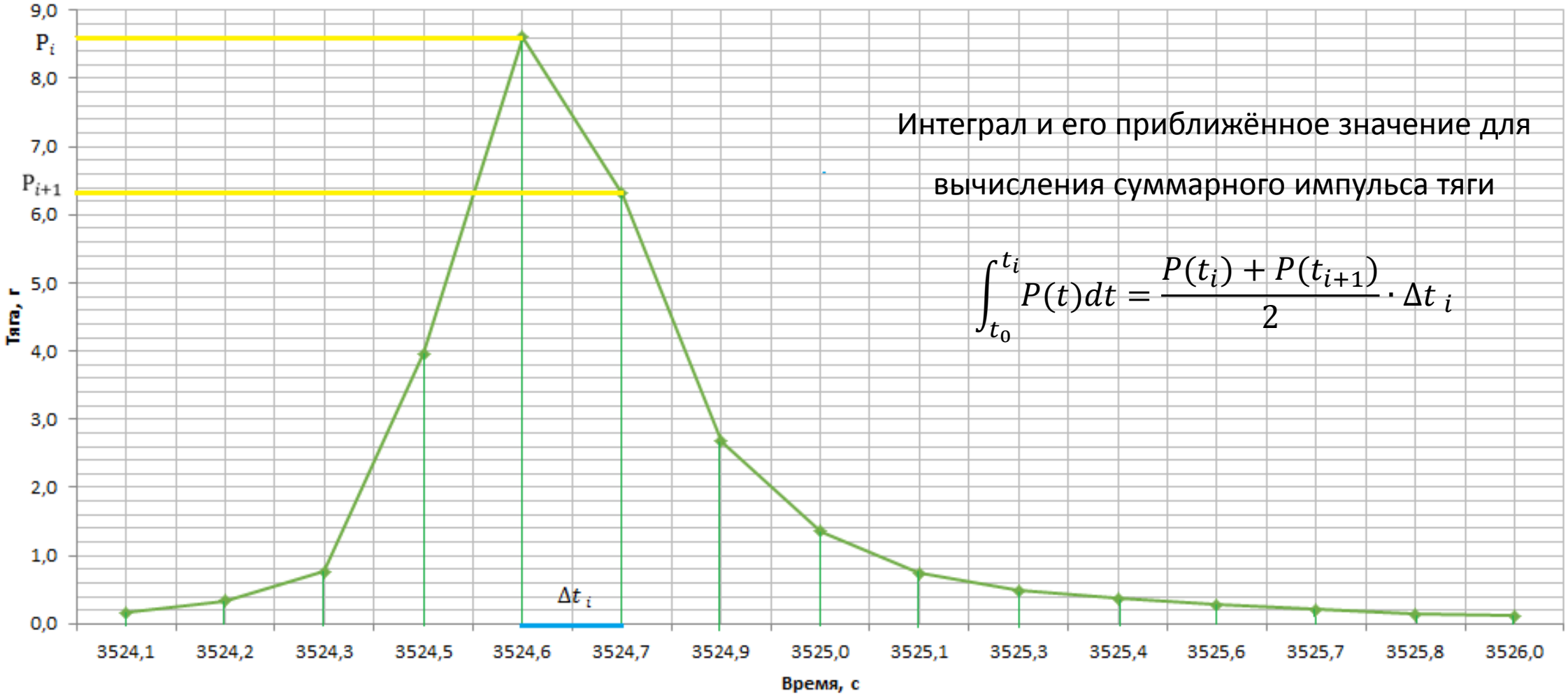


Рис. 15



Интеграл и его приближённое значение для вычисления суммарного импульса тяги

$$\int_{t_0}^{t_i} P(t)dt = \frac{P(t_i) + P(t_{i+1})}{2} \cdot \Delta t_i$$

Рис. 16

Время t, с	Тяга P, г	Тяга P, мН	Δt	$P_т$, г·с
3524,1	0,2	2	0,131	0,033
3524,2	0,3	3	0,139	0,076
3524,3	0,8	8	0,131	0,310
3524,5	4,0	40	0,139	0,876
3524,6	8,6	84	0,131	0,978
3524,7	6,3	62	0,139	0,626
3524,9	2,7	27	0,131	0,264
3525,0	1,4	14	0,139	0,146
3525,1	0,7	7	0,131	0,080
3525,3	0,5	5	0,139	0,060
3525,4	0,4	4	0,131	0,043
3525,6	0,3	3	0,139	0,034
3525,7	0,2	2	0,131	0,023
3525,8	0,1	1	0,139	0,018
3526,0	0,1	1	0,131	0,014

Определение суммарного импульса тяги методом трапеций:

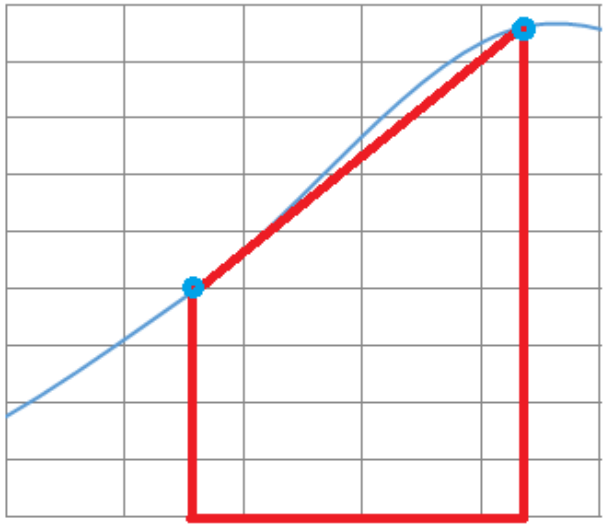


Рис. 17

$$P_{т_1} = \frac{P(t_1) + P(t_2)}{2} \cdot \Delta t_1 \qquad P_\Sigma = 3{,}61 \text{ г} \cdot \text{с} = 36{,}1 \text{ мН}$$

Оценка влияния гравитации на результаты измерения тяги

Влияние гравитации на участке h1

$v_{кр} := 400$	$\frac{м}{с}$	значение скорости в критическом сечении сопла
$g_1 := 9.81$	$\frac{м}{с^2}$	ускорение свободного падения
$h1 := 0.011$	м	длина участка сопла после критического сечения
$t := \sqrt{2 \cdot \frac{h1}{g_1}} = 0.047$	с	время, за которое пар будет проходить участок h1 под действием ускорения g
$\Delta v1 := g_1 \cdot t = 0.465$	$\frac{м}{с}$	значение приращения скорости под действием гравитации на участке h1
$v_1 := v_{кр} + \Delta v1 = 400.465$	$\frac{м}{с}$	скорость с учётом приращения под действием гравитации (без учёта разгона в сопле Лаваля)

Влияние гравитации на участке h2

$v_{max} := 1500$	$\frac{м}{с}$	максимальное значение скорости пара на выходе из сопла
$h2 := 0.040$	м	расстояние от нижней границы сопла до весов
$t := \sqrt{2 \cdot \frac{h2}{g_1}} = 0.09$	с	время, за которое пар будет проходить участок h2 под действием ускорения g
$\Delta v2 := g_1 \cdot t = 0.886$	$\frac{м}{с}$	приращение скорости на участке h2 под действием гравитации
$v_2 := v_{max} + \Delta v2$	$\frac{м}{с}$	скорость пара с учётом приращения под действием гравитации
$\Delta v_{max} := \frac{\Delta v1 + \Delta v2}{v_2} \cdot 100 = 0.09$	%	процентное влияние гравитации на скорость истечения пара

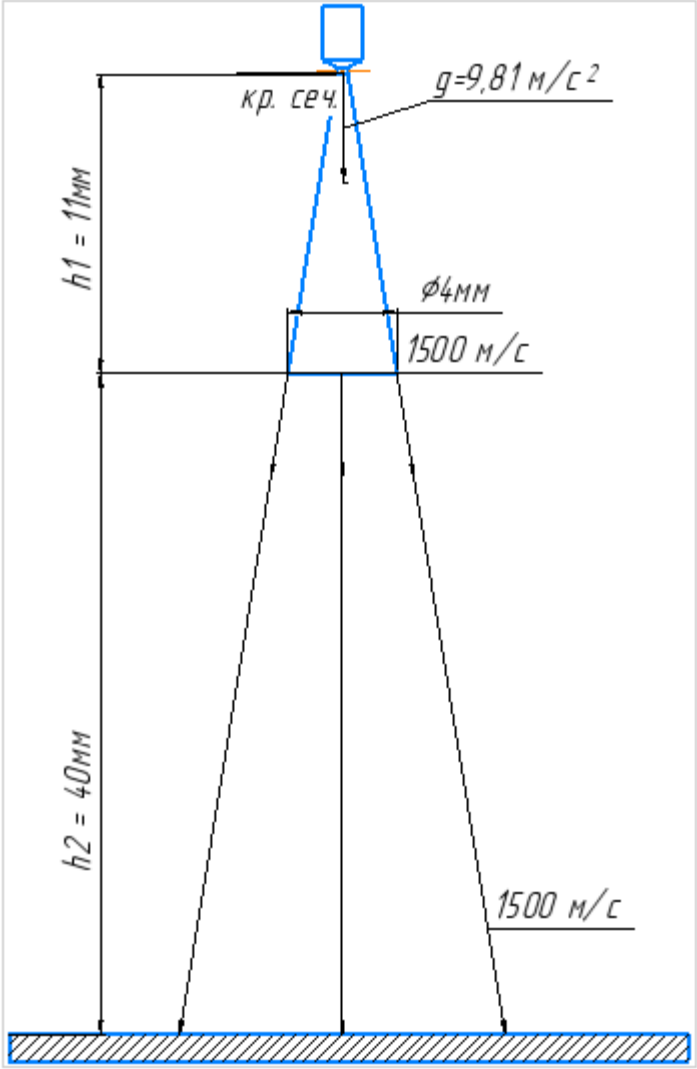


Рис. 18

Анализ экологичности и безопасности ДУ для НС на различных видах РТ [12]

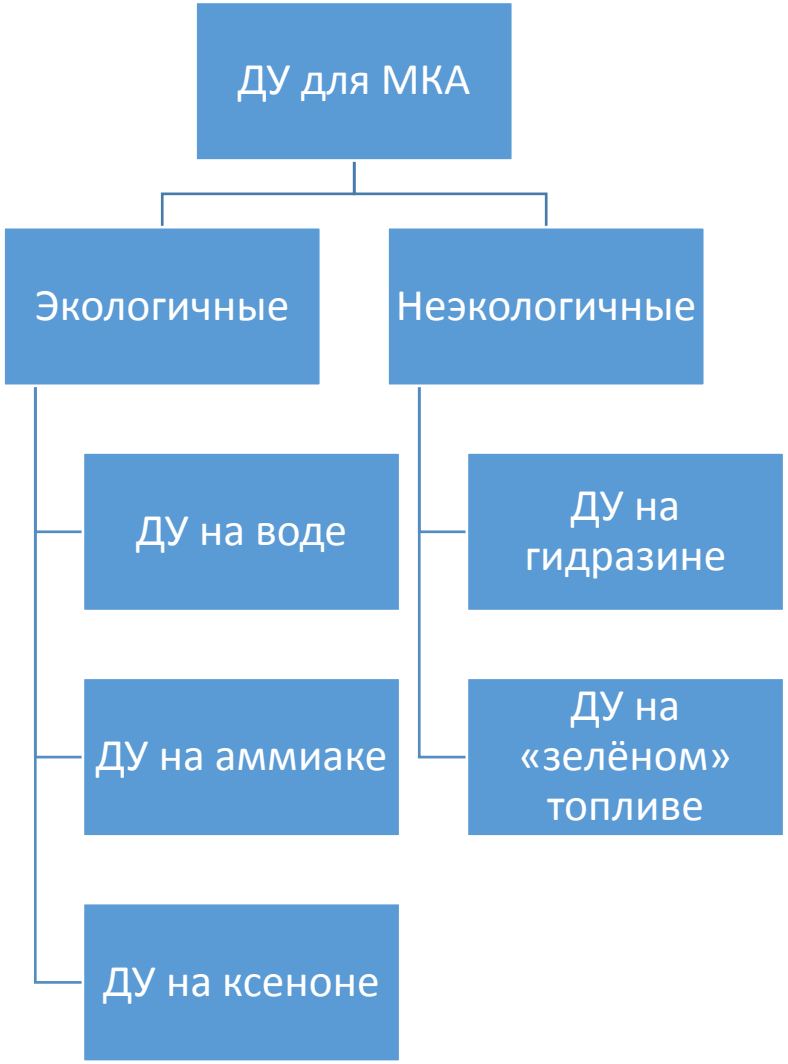


Рис. 19

Одними из главных требований при проектировании РДМТ являются:

- безопасность при запуске и эксплуатации для персонала и оборудования КА;
- безопасность для окружающей среды.

Хар-ки / Тип ДУ	Экологичность	Наличие импульсного режима	Состояние разработки	Безопасность при испытаниях
ДУ на H_2O	✔	✔	✔	✔
ДУ на аммиаке	✔		✔	
ДУ на ксеноне	✔			✔

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результатом выпускной квалификационной работы является разработанная по результатам испытаний при помощи стенда, собранного на основе термовакуумной камеры, методика определения параметров электротермической двигательной установки.

В ходе работы были выполнены следующие задачи:

- ✓ определены условия измерений и выполнен эксперимент по измерению тяги ЭТДУ на стенде весовым методом с предварительной калибровкой;
- ✓ обработаны результаты эксперимента, в том числе, рассчитана погрешность измерений;
- ✓ разработана методика испытаний электротермической двигательной установки в термовакуумной камере;
- ✓ определены требования к технике безопасности при проведении испытаний;
- ✓ выполнено сравнение по экологичности и безопасности испытуемой двигательной установки на данном РТ с аналогичными по назначению ДУ.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Белоконов И. В., Ивлиев А. В., Богатырев А. М., Кумарин А. А., Ломака И. А., Симаков С. П. Выбор проектного облика двигательной установки наноспутника // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. №3.
2. Павлов А.М., Попов А.С. Термоэлектрический двигатель для малых и сверхмалых космических аппаратов// Наука и образование.2012. № 11. С. 207-2015.
3. Pablo Leslabay, Ricardo Lauretta, Patricio Pedreira. The ResistoJet as a simple and cost-effective propulsion system for nano- and microsatellites//1st IAA Latin merican Symposium on Small Satellites. Advanced Technologies and Distributed Systems. March 7-10, 2017. IAA-LA-13-03.
4. Белоконов И.В, А.В. Ивлиев [и др.]. Отчет о научно-исследовательской, опытно-конструкторской и технологической работе по теме «Разработка блока маневрирования для наноспутника». // Самарский университет, Самара, 2017. – 88 с.
5. Kumarin A.A., Kudryavtsev I.A. Modelling the EDLC-based Power Supply Module for a Maneuvering System of a Nanosatellite // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2018. Vol. 302. No. 1. P. 1-6.
6. Симаков С.П., Щербаков М.С. Метод стендовых испытаний микросопел двигательной установки наноспутника, основанный на результатах обработки видеоизображений // Космонавтика и ракетостроение. 2018. №5. С.119-129.
7. ГОСТ 8.010-2013. Методики выполнения измерений.
8. ГОСТ Р 8.563-2009. Методики (методы) измерений.
9. Морозов, А. И. Космические электрореактивные двигатели :Новое в жизни, науке, технике. Серия Космонавтика, астрономия, № 7//А. И.Морозов, А. П.Шубин. – М.: Знание, 1975. – 64 с, ил.
10. Л.А. Квасников, Л.А. Латышев, Н.Н. Пономарев-Степной, Д.Д. Севрук, В.Б. Тихонов. Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов. Изд. второе, перераб. и доп. — М.: Изд-во МАИ, 2001. — 480 с.: ил.
11. Камера испытательная глубокого вакуума УП-125ТХД. РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ. 4343-012-11120011-2014 РЭ.
12. Рыжков В.В., Сулинов А.В. Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. №4.
13. Мельников В.Н. Управление ориентацией космического аппарата (обзор).// Москва 2011

САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
SAMARA UNIVERSITY

БЛАГОДАРЮ

ЗА ВНИМАНИЕ

А.А. Зарубина
sarubi@mail.ru