

МУНИЦИПАЛЬНОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБЩЕОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ «СРЕДНЯЯ ОБЩЕОБРАЗОВАТЕЛЬНАЯ ШКОЛА №12»

ПРОЕКТ

«УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ ПОМОЩИ
ВЫХЛОПА ГАЗОГЕНЕРАТОРА ЖРД ОТКРЫТОГО ЦИКЛА»

ВЫПОЛНИЛ:

ВОСКРЕСЕНСКОВ ЕГОР ДМИТРИЕВИЧ

Г. ЛИСКИ

2020

ВВЕДЕНИЕ

Ориентация ракеты-носителя – одна из наиболее важных составляющих её стабильного полета. Для выхода на определенную



Рисунок 1 - Двигатель открытого цикла Merlin 1D

траекторию и её поддержание используются различные механизмы. Они могут поворачивать носитель, как используя реактивную тягу (прим. – газовые рули), так и гироскопический момент (гиродин). У всех подобных схем есть свои плюсы и минусы, которые будут рассмотрены далее, но все они являются отдельной частью ракеты-носителя, а, соответственно, на них необходимо выделять отдельную массу, вычитаемую из полезной нагрузки. Но в ракетах, в которых используется жидкостный ракетный

двигатель открытого цикла, имеется выхлоп газогенератора, создающий определенный момент силы тяги, который, при грамотном использовании, можно направить на управление ориентацией.

ЦЕЛЕПОЛАГАНИЕ

1. Цель проекта

Целью проекта является разработка и испытание прототипа механизма, позволяющего управлять ракетой-носителем при помощи тяги, создаваемой выхлопом газогенератора. Основными проблемами являются поворот трубы выхлопа в двух плоскостях, увеличение скорости выхлопа газа для максимизации тяги и выведение закономерностей, которые будут соблюдаться при определенных параметрах выхлопа.

2. Актуальность

Данная тема актуальна в связи с широким развитием рынка сверхлегких ракет-носителей, на двигателях многих из которых, для удешевления конструкции, применяется открытый цикл. Для них важно максимальное уменьшение сухой массы ракеты, чему также поможет описываемый в проекте механизм.

3. Круг потенциальных заказчиков

В качестве потенциальных заказчиков могут выступать производители сверхлегких ракет носителей, выходящие на рынок, такие как Firefly Aerospace, Virgin Orbit.

4. Показатели назначения

Требования производительности – необходимо обеспечивать поворот ракеты-носителя на заданный угол по команде с бортового компьютера. При этом, механизм должен обладать возможностью повернуть ракету-носитель в горизонтальное положение (на 90°) за время меньшее, чем время работы первой ступени ($< 150-200$ с), что входит в критерии стандартной траектории полета при выходе на орбиту.

Требования эффективности – необходимо обеспечить точность поворота, сравнимую с точностью выведения носителей (± 7 км на расстоянии в 2000 км $\Rightarrow \pm 0.25^\circ$ на всей траектории полета).

Конструктивные требования – масса и габариты дополнительной конструкции должны быть меньше, чем у аналогичных систем управления.

АНАЛИЗ И СРАВНЕНИЕ С СУЩЕСТВУЮЩИМИ РЕШЕНИЯМИ

1. Анализ существующих на практике решений

Как уже отмечалось ранее, наиболее используемыми системами управления являются реактивные двигатели ориентации и различные

гиродины, маховики. Также для этих целей может использоваться механизм поворота сопла ЖРД. Так называемые «газовые рули» используются, если необходимо прилагать большие управляющие усилия за малые промежутки времени. То есть, они хороши на активных участках полета, когда требуется быстро менять траекторию. В свою очередь, гиродины, если их масса находится в разумных пределах, устанавливаются обычно на космические аппараты для пассивной ориентации. Но существенным недостатком обоих этих методов является большое количество дополнительной массы, которую необходимо установить на носитель. В первом случае, необходим бак с отдельным топливом для рулей, обычно сжатого газа. Во втором, необходимы аккумуляторы для хранения энергии для работы гиродина или солнечные батареи для её выработки. Поворот сопла ЖРД также создаёт высокий момент силы и характерен для активных участков полета, но этот метод не отличается большой точностью и также требует затрат электроэнергии.

2. Сравнительная таблица аналогов

	Реактивные двигатели ориентации	Гиродины, маховики	Поворот сопла ЖРД	Управление выхлопом газогенератора
Дополнительное оборудование	Баки с топливом	Аккумуляторы, солнечные батареи	Карданный подвес для двигателя	Механизм поворота трубы
Масса д. о. (относительная)	Средняя	Средняя	Низкая	Минимальная
Точность управления	Средняя	Высокая	Низкая	Высокая
Участки полета	Активные	Пассивные	Активные	Активные
Расход рабочего тела / энергии	Да	Да	Нет	Нет

Из вышеприведённой таблицы можно сделать вывод, что по совокупности факторов при работе на активном участке полета выигрывает рассматриваемый в проекте механизм.

3. Список используемой литературы

- 1) М. В. Добровольский. Жидкостные ракетные двигатели. Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана;
- 2) https://ru.wikipedia.org/wiki/Система_ориентации_космического_аппарата;
- 3) https://ru.wikipedia.org/wiki/Вращательное_движение;
- 4) https://ru.wikipedia.org/wiki/Момент_инерции;

ПЛАНИРОВАНИЕ РАБОТ

1. Подробный план

Для выполнения цели проекта необходимо сначала подготовить теоретическую базу в виде расчетов, а затем реализовать её в виде макета системы, работающего на микроконтроллере Arduino UNO. В дальнейшем можно привлечь дополнительное финансирование в проект, благодаря которому будет получена возможность собрать прототип системы, который будет подвергнут испытаниям на вибростенде для имитации полетных условий.

2. Описание использованных ресурсов

Были использованы различные нематериальные ресурсы в виде определенных знаний в космической индустрии и базовых навыков программирования, а также материальные в виде микроконтроллера, аналогичного Arduino UNO в связке с шаговым двигателем 28BYJ-48.

3. Способы привлечения ресурсов в проект

Привлечение ресурсов на данном этапе осуществлялось за счет личного финансирования. В дальнейшем же планируется привлечение инвестиций в проект.

ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ БАЗА

Как известно, выхлоп газогенератора создаёт тягу, которая, в свою очередь, создаёт момент силы, вращающий ракету-носитель в определенной плоскости. Но тяга эта очень мала в сравнении с тягой самого ракетного двигателя. Поэтому необходимо рассмотреть движение ракеты под действием силы тяги и, тем самым, вывести формулу зависимости времени поворота от тяги и угла и проверить время для конкретного случая.

Для наибольшего удобства рассмотрения можно взять двигатель Merlin-1С ракеты Falcon 1 производства компании SpaceX. Хотя данный носитель уже и выведен из эксплуатации, многие его характеристики схожи с входящими в строй сверхлегкими ракетами (прим. Firefly Alpha, LauncherOne), а по двигателю в сети имеется достаточно для расчетов количество данных. К тому же, Falcon 1 – довольно удобный пример, так как он оснащен одним двигателем, а, соответственно, имеет один выхлоп газогенератора. Из открытых источников узнаем, что мощность ТНА двигателя 7.5 МВт, а, зная удельную теплоту сгорания связки RP-1 + LOX в 12.253 МДж/кг, получаем расход топлива турбонососа $\dot{m} = 6.12 \cdot 10^{-1}$ кг/с. Из источника (1) знаем, что

$$P = I_y \cdot \dot{m}, (1)$$

где I_y – удельный импульс двигателя (м/с).

Из того же источника знаем, что удельный импульс равен скорости истечения продуктов сгорания из сопла Лавалья, которая равна:

$$V_{ист} = \sqrt{\frac{RT}{M} \frac{2k}{k-1} \left(1 - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}, (2)$$

Где T – абсолютная температура (К), k – показатель адиабаты, M – молярная масса, p_a – давление на выходном сечении сопла (обычно,

атмосферное), p_k —давление в камере сгорания, которое для выхлопа ТНА обычно равно:

$$p_k = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \cdot p_a, \quad (3)$$

Исходя из формулы (3), формула (2) принимает вид:

$$V_{уст} = \sqrt{\frac{RT}{M} \frac{2k}{k-1} \left(1 - \frac{2}{k+1} \right)}, \quad (4)$$

откуда, зная, что выхлопом является углекислый газ при $T = 1000 \text{ К}$ —средняя температура выхлопа ($k = 1.2$, $M = 44 \cdot 10^{-3} \text{ кг/моль}$) получаем, что $V_{уст} = 453.9 \text{ м/с}$. А из (1) тяга $P \approx 278 \text{ Н}$.

Далее следует рассмотреть воздействие силы тяги газогенератора на ракету, полностью заправленную топливом. На рис. 2 $h = 21 \text{ м}$ — высота носителя, $R = 1.7 \text{ м}$ — диаметр, F_r — тяга выхлопа. Будем считать, что сила действует на угол РН. Тогда сила будет делиться на нормальную (направленную в центр масс) и тангенциальную (создающую угловое ускорение) составляющие. Нормальную составляющую рассматривать не будем, так как можно считать, что она добавляет тяги ракетному двигателю. В свою очередь тангенциальная как раз создаёт момент силы, который связан с кинетической энергией вращения по формуле:

$$E_k = M \cdot \varphi, \quad (5)$$

где M — момент силы, φ — угол поворота.

$$M = F_r \cdot r = \frac{F_r \cdot \sqrt{R^2 + h^2}}{2}, \quad (6) \quad E_k = \frac{\omega^2 J}{2} = \frac{m \omega^2 \cdot (3R^2 + h^2)}{24}, \quad (7)$$

Для формулы (7) J — момент инерции для сплошного цилиндра ($\text{кг} \cdot \text{м}^2$), m — масса РН (кг), ω —угловая скорость вращения (рад/с).

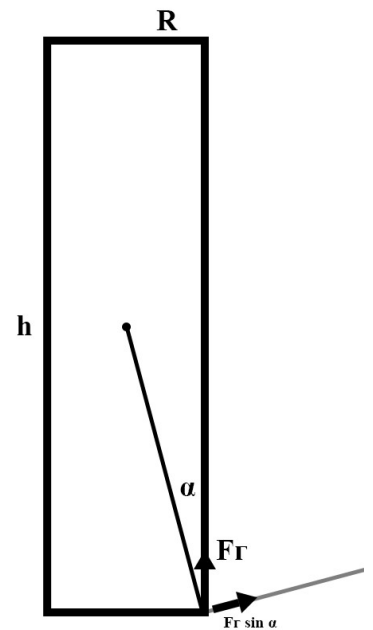


Рисунок 2 - Схема воздействия силы тяги выхлопа газогенератора на Falcon 1

$$\varphi = \frac{\varepsilon t^2}{2}, \varepsilon = \frac{\omega}{t}, \varphi = \frac{\omega t}{2}, \quad (8)$$

где ε – угловое ускорение (рад/с²), t – время (с).

Из выражений (5..8) получаем, что

$$t = \frac{\varphi \cdot \sqrt{m \cdot (3R^2 + h^2)}}{\sqrt{3 \varphi \cdot F_z \cdot \sqrt{R^2 + h^2}}}, \quad (9)$$

Следует отметить, что это выражение справедливо для случая, когда вся сила тяги F_T направлена тангенциально. В случае нормальной составляющей к силе добавляется синус угла отклонения. В таком случае получаем, что при полном тангенциальном направлении время поворота на 90° ($\pi/2$ рад) будет равно 33.5 с, а для вертикального направления ($F = F_T \sin \alpha$) $t = 56.8$ с. Оба результата вполне приемлемы, а, соответственно, данную схему можно использовать в полете.

Далее следует разобраться с соплом Лавая, благодаря которому будет достигаться сверхзвуковая скорость истечения. Также из источника (1) имеем, что

$$S_{кр} = \frac{\dot{m} \beta}{\rho_{кр}}, S_a = \frac{\dot{m}}{V_{ист} \rho_a}, \quad (10, 11)$$

где $S_{кр}$ – площадь критического сечения сопла, S_a – площадь выходного сечения, β – расходный комплекс, ρ_a – плотность рабочего тела на выходном сечении.

Теоретическое значение расходного комплекса получается по формуле:

$$\beta = \frac{\sqrt{RT}}{A(k)}, A(k) = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}, \quad (12, 13)$$

Соответственно, для углекислого газа при заданных параметрах $\beta = 140.56$ м/с.

Из уравнения Менделеева-Клапейрона знаем, что

$$\rho_a = \frac{M P_a}{R T_a}, \quad (14)$$

$$T_a = \left(\frac{P_a}{P_{кр}} \right)^{\frac{k-1}{k}} T_{кр} \approx 909 \text{ K}, \quad (15)$$

Значит, $S_{кр} = 4.85576 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$, $S_a = 2.54648 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$. Общий диаметр трубы выхлопа для Merlin-1C ≈ 19.2 см, в данном случае она является

камерой сгорания, соответственно необходимо обеспечить плавное расширение от критического сечения до КС, что можно сделать, используя две дуги, переходящие одна в другую на середине трубы. 3D-модель сопла и трубы приведена на рис. 3.

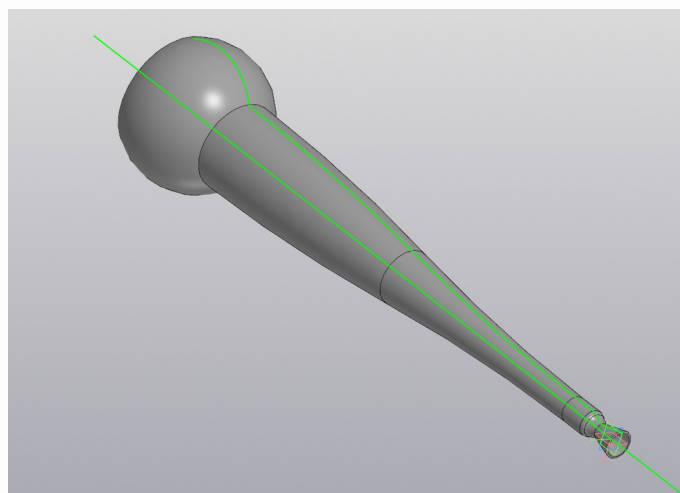


Рисунок 3 - 3D-модель сопла и КС в программе Kompas 3D

Далее необходимо

обеспечить подвижное соединение трубы выхлопа и трубы, которая выходит

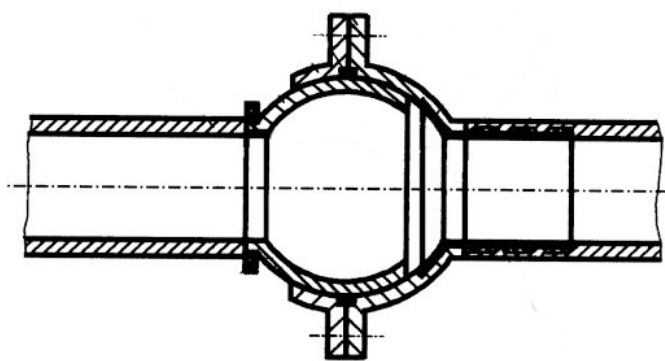


Рисунок 4 - Чертеж шарнирного подвижного соединения труб

из газогенератора. Для этого наилучшим образом подойдет шарнирное соединение, представленное на рис. 4. Его плюсами являются герметичность и простота конструкции. Из минусов можно отметить низкий ресурс, но в рамках одного полёта его вполне будет достаточно. Также необходимо будет осуществлять вращение вокруг оси двигателя, для

чего можно использовать обычный подшипник. Материалом изготовления беталей будет выступать жаропрочная сталь-силхром марки 08X17T. В таком случае, масса всей конструкции, приведенной на рис. 5 будет равна около 60 кг, что значительно меньше массы двигателя (≈ 630 кг). А если учитывать, что для добавления этой конструкции будет заменена труба турбонасоса, то изменение общей массы сводится к минимуму.

Для управления углом наклона будет установлен шаговый двигатель, который будет толкать трубу при помощи механизма, приведенного на рис.

6. Воздействие на изменение угла снаружи поможет избежать разгерметизации и установки дополнительной теплоизоляции на элементы двигателя. Стоит также отметить, что для свободного перемещения механизма по всей окружности двигателя необходимо поменять

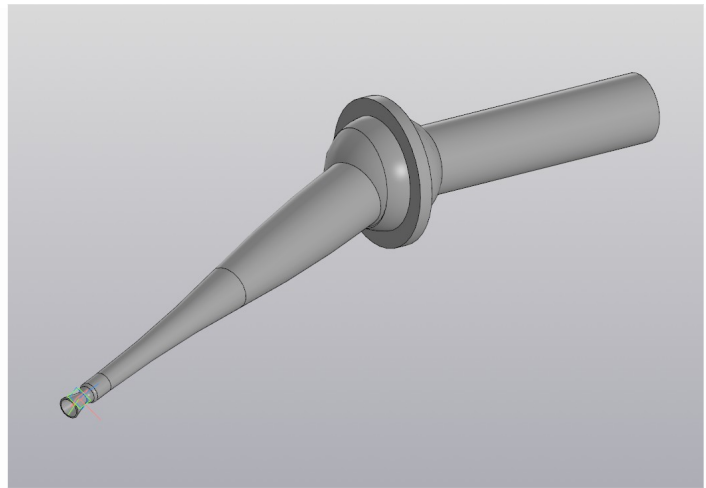
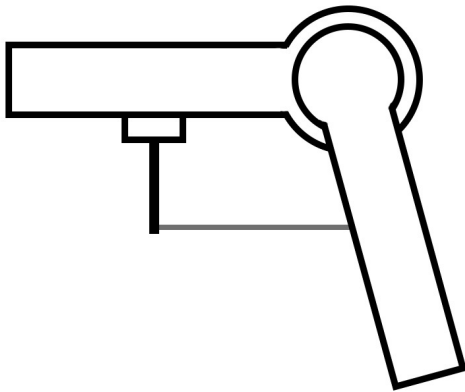


Рисунок 5 - 3D-модель трубы турбонасоса с соединением

расположение ТНА, а именно поместить его непосредственно над камерой сгорания, сделав подводы топлива и окислителя сверху, а вывод выхлопа снизу.

ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ

Для создания макета потребуется аналог Arduino UNO и шаговый двигатель 28BYJ-48. Из формулы (9) выводим синус угла отклонения, который, при шаге в $1 \text{ с} = 10^3 \text{ мс}$ и изменении массы от времени $m = M - m_t t$, где M – начальная масса ракеты (28000 кг), m_t – расход топлива за 1 мс (0.1607 кг), равен



$$\sin \alpha = \frac{\varphi(M - m_m t)(3R^2 + h^2)}{3F_z \sqrt{R^2 + h^2}} = \frac{\varphi(28000 - 0.1607t)}{39076}, \quad (16)$$

Из рис.6 имеем, что путь движущей конструкции $S = x \sin \alpha$, где x – расстояние от центра вращения до точки крепления. Количество шагов шагового двигателя на поворот равно 512, а радиус вала равен 2.5 мм, а расстояние до крепления примем за 8 см, значит

Рисунок 6 - Механизм работы отклонения трубы

$$\beta = 6.673 \cdot 10^{-4} \cdot \varphi(28000 - 0.1607t), \quad (17)$$

где β – количество шагов шагового двигателя.

Пусть угол наклона ракеты φ изменяется по закону от времени $\varphi = \pi t / 200000$ (время в мс). Эта зависимость означает равномерный поворот на 90 градусов за 100 с. В таком случае, зависимость количества шагов от времени приобретает такой вид:

$$\beta = 0.0293416 \cdot (t + 1000) - 0.0000001684 \cdot (t + 1000)^2, \quad (18)$$

Ко времени прибавляется 1000 мс из-за того, что действие происходит за идущую секунду, когда функция, замеряющая время покажет на секунду меньше.

Вследствие отсутствия достаточных возможностей для реализации толкающей схемы, было принято решение сделать тянущую схему, используя нить, перекинутую через подвижное соединение. В таком случае

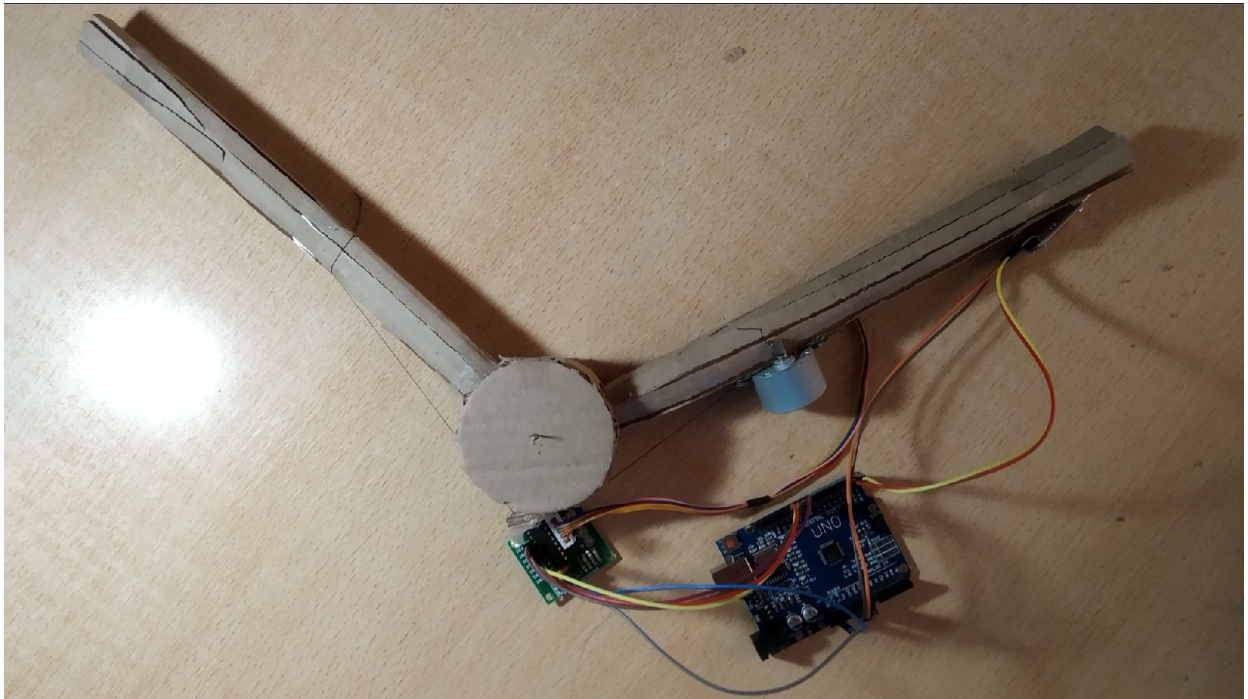


Рисунок 7 - Макет механизма отклонения трубы в масштабе 1:10
количество оборотов необходимо также умножить на:

$$\cos \alpha = \sqrt{1 - \sin^2 \alpha}, \quad (19)$$

Подвижное соединение было выполнено с использованием двух полых цилиндров, отличающихся радиусом на толщину материала и высотой на две толщины. Вращение производилось вокруг оси иглы.



Рисунок 8 - Шарнирное соединение труб

В итоге получаем рабочий механизм, который выполняет заданную функцию отклонения по определенному закону. С кодом для Arduino можно ознакомиться по ссылке: <https://pastebin.com/6XLjFABg>

РЕЗУЛЬТАТЫ

1. Видео-подтверждение результата

<https://www.youtube.com/watch?v=BUbKOKcUEnk> – шаговый двигатель каждую секунду поворачивает трубу на разный градус, зависящий от времени.

2. Методика испытаний

Испытания проводились изначально с целью проверки работоспособности системы. После получения положительного результата была проведена проверка точности, в ходе которой было проведено 10 запусков системы до полной остановки. В результате измерения итогового угла была выведена максимальная погрешность.

Номер запуска	Угол поворота
1	51°
2	50°
3	51°
4	48°
5	52°
6	50°
7	50°
8	49°
9	51°
10	50°
Среднее значение	50.2°

Максимальное отклонение в данном случае выходит $\pm 2.2^\circ$. Так как макет сделан в масштабе 1:10, то при обратном масштабировании, при прочих равных, погрешность уменьшится в 10 раз и будет равна $\pm 0.22^\circ$, что вписывается в пределы показателей назначения.

Полноценную версию имеет смысл испытать на вибростенде для имитации полетных условий.

3. Полученные показатели

Зная скорость вращения шагового двигателя – $\pi/2$ рад/с, можно определить, что максимальная угловая скорость трубы 0.07 рад/с. Погрешность и время поворота вписываются установленные рамки и равны $\pm 0.22^\circ$ и 56.8 с (при вертикальном направлении) соответственно.

ЛИЧНЫЙ ВКЛАД

Проект был сделан лично, так что личный вклад оценивается как полная теоретическая и практическая проработка проекта.