

ИННОВАЦИОННЫЕ ИДЕИ И РЕШЕНИЯ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ  
ОБЛАСТЕЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

КНИГА 5 из 11

# ДВИГАТЕЛИ, СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ И ПРИВОДА

Ред. 01.04.2024

[vihrihaosa.ru](http://vihrihaosa.ru)

[vihrihaosa.wordpress.com](http://vihrihaosa.wordpress.com)

Хаустов Владимир Игоревич  
2020 год.

[vihrihaosa@mail.ru](mailto:vihrihaosa@mail.ru)



г. Череповец

## СОДЕРЖАНИЕ

| №     | НАИМЕНОВАНИЕ  | стр. № |
|-------|---|--------|
| 1.    | Картер двигателя внутреннего сгорания под избыточным давлением (пневмоаккумулятор) как альтернатива маховику. | 4      |
| 2.    | Прямоточный воздушно-реактивный двигатель привода несущего винта вертолѐта.....                               | 7      |
| 3.    | Дефлаграционно-резонансный воздушно-реактивный двигатель привода несущего винта вертолѐта.....                | 21     |
| 4.    | Детонационно-резонансный воздушно-реактивный двигатель привода несущего винта вертолѐта.....                  | 24     |
| 5.    | Детонационный центростремительный привод турбины.....   | 34     |
| 6.    | Детонационный привод лопастей вертолѐта.....  | 37     |
| 7.    | Детонационный привод лопастей вертолѐта на эффекте Коанда.....  | 40     |
| 8.    | Вихревой двигатель.....   | 43     |
| 9.    | Вихре-прецессирующий привод несущего винта вертолѐта...   | 49     |
| 10.   | Силовая установка вертолѐта на базе двигателя внутреннего сгорания Субару Импреза.....                        | 52     |
| 10.1. | Главный редуктор силовой установки.....   | 53     |
| 10.2. | Топливный бак на 40 литров под погружной насос Субару Импреза.....  | 56     |
| 10.3. | Глушители по вихревой схеме с встроенным резонатором.....   | 58     |
| 11.   | Двухконтурная турбореактивная силовая установка вертолѐта.....  | 59     |
| 12.   | Первый контур турбореактивной силовой установки ХА-1 для сверхлѐгкого вертолѐта ХА-2 И ХА-3.....              | 60     |
| 12.1. | Система смазки.....   | 62     |

|        |   |    |
|--------|---|----|
| 12.2.  | Масляный трёх секционный насос.....           | 64 |
| 12.3.  | Маслобак.....                                 | 66 |
| 12.4.  | Масляный суфлёр.....                          | 68 |
| 12.5.  | Топливномасляный радиатор.....                | 69 |
| 12.6.  | Топливный коллектор.....                      | 73 |
| 12.7.  | Система запуска.....                          | 74 |
| 12.8.  | Корпус.....                                   | 75 |
| 12.9.  | Выходной радиальный направляющий аппарат..... | 76 |
| 12.10. | Редуктор.....                                 | 77 |
| 12.11. | Камера сгорания.....                          | 80 |
| 12.12. | Программа системы управления.....             | 82 |
| 12.13. | Чертежи.....                                  | 88 |
| 13.    | Приложение.....                               | 89 |
| 14.    | Литература.....                               | 90 |

## **1. КАРТЕР ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ ПОД ИЗБЫТОЧНЫМ ДАВЛЕНИЕМ (ПНЕВМОАККУМУЛЯТОР) КАК АЛЬТЕРНАТИВА МАХОВИКУ В ДВС ДЛЯ БЕСПИЛОТНОЙ АВИАЦИИ.**

- Известно, что в беспилотной авиации идёт борьба за **каждый лишний килограмм веса**, а маховик ДВС является самой тяжелой вращающейся частью.
- Известно, что **маховик, как самая тяжелая вращающаяся часть любого двигателя** и как аккумулятор кинетической энергии, за счет своего веса нейтрализует отклонения неравномерной угловой скорости коленчатого вала и обеспечивает постоянный вывод поршней из мертвых точек.
- Известно, что во время такта сжатия и во время сгорания топливовоздушной смеси газы частично прорываются сквозь поршневые кольца и проникают в полость картера. Когда они скапливаются, **незначительно увеличивается давление в картерном пространстве** с побочным эффектом ухудшения качества моторного масла.

С учётом Выше изложенного, и с некоторыми ограничениями, которые заявлены ниже, предлагается полностью отказаться от массивного маховика, или значительно уменьшить его вес в двигателях внутреннего сгорания за счёт значительного повышения давления воздуха в картере двигателя внутреннего сгорания. Функцию аккумулятора кинетической энергии будет выполнять давление воздуха в картере двигателя (пневмоаккумулятор) совместно с работой поршневых групп в двухстороннем действии.

Поршневая группа двигателя внутреннего сгорания прямой ход совершает под действием давления газов горения топливо-воздушной смеси и дополнительно расходует часть энергии на повышение давления в пневмоаккумуляторе. Обратный ход поршневая группа совершает за счёт энергии сжатого воздуха в картерном пространстве (пневмоаккумуляторе).

Условие работы пневмоаккумулятора в качестве маховика – давление воздуха в картере  $P_{\text{аккумулятор}}$  должно быть больше максимального давления воздуха в камере сгорания в конце такта сжатия  $P_{\text{сжатия}}$  (компрессия), см рис. № 1.1.

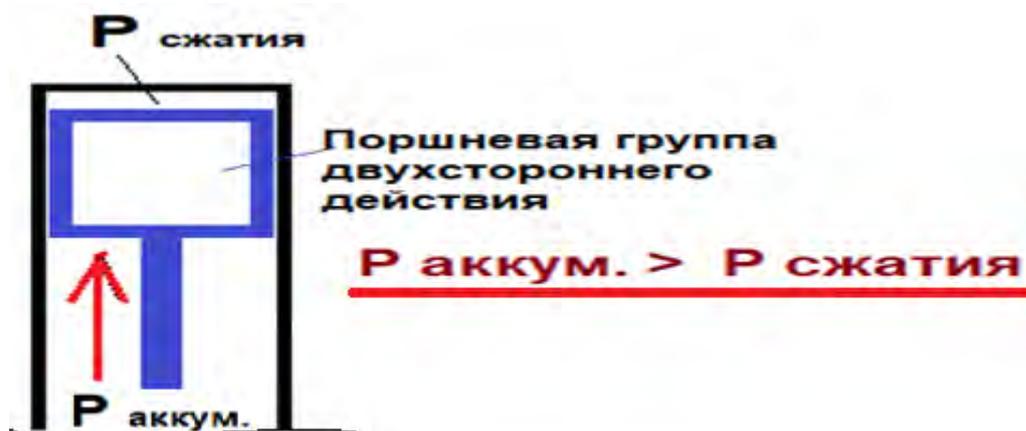


Рис. № 1.1. Условие работы пневмоаккумулятора.

В идеальных условиях топливовоздушная смесь должна сжиматься энергией сжатого воздуха в картере (пневмоаккумуляторе). Этим обеспечивается также предотвращение поступления газов в пневмоаккумулятор во время такта сжатия.

Известно, что для двигателей с принудительным зажиганием степень сжатия не должна превышать 10:1 для целей предотвращения детонационного сгорания топливовоздушной смеси. Таким образом, давление в пневмоаккумуляторе должен находится на конструктивно достижимых уровнях в 1 МПа и меньше. Уменьшение давления в пневмоаккумуляторе приводит к необходимости использования облегчённого маховика.

Отсутствие избыточного давления воздуха в пневмоаккумуляторе (картере) соответствует весу классического маховика для данного типа двигателя и работе двигателя в обычных условиях. Увеличение давления воздуха в пневмоаккумуляторе (картере) соответственно уменьшает вес маховика.

Часть энергии горения топливо-воздушной смеси расходуется на изотермическое сжатие / расширение газа в пневмоаккумуляторе (картере) за счёт движения поршневой группы. Происходит непрерывный дополнительный процесс накопления энергии от поршневой группы за счёт энергии горения топливо-воздушной смеси и

возврата энергии поршневой группе за счёт энергии сжатого воздуха пневмоаккумулятора. Теоретический КПД изотермического “идеального” пневмоаккумулятора энергии равен 100 %. Теоретически, двигатель внутреннего сгорания без маховика не должен потерять в мощности. К сожалению на практике достичь этого не возможно, т.к. минимальные потери тепла в любом случае неизбежны. Но можно свести их к минимуму и получить выигрыш в весе двигателя, что актуально в условиях беспилотной авиации.

## ВЫВОД:

Избыточное давление воздуха в картере (пневмоаккумуляторе) и работа поршневых групп в двухстороннем действии, в зависимости от значения давления позволяют полностью или частично (с существенным уменьшением веса) отказаться от классического массивного маховика. Это зависит от конструктивного исполнения двигателя внутреннего сгорания с учётом множества ограничений, например:

- в одноцилиндровых двигателях пневмоаккумуляторная поршневая группа двухстороннего действия полностью заменить маховик не способна, а только существенно снизить его вес. Это связано с тем, что в одноцилиндровом ДВС пневмоаккумулятор не способен выводить поршень из верхней и нижней мертвой точки.
- в двигателях внутреннего сгорания **с кривошипно-камерной продувкой** сама концепция применения пневмоаккумуляторных поршневых групп двухстороннего действия - не возможна.

## 2. ПРЯМОТОЧНЫЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ (ПВРД) ПРИВОДА НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА

### ЭКСПЕРИМЕНТ



Рис. № 2. Испытательный стенд тестирования работы ПВРД

Упрощённый расчёт прямоточного воздушно-реактивного двигателя строится на следующем:

### КОРПУС

Корпус прямоточного воздушно-реактивного двигателя – это открытая труба, состоящая из расширяющегося сопла (диффузор), камера сгорания, и суживающееся сопло (сопло). Рис. № 2.1.

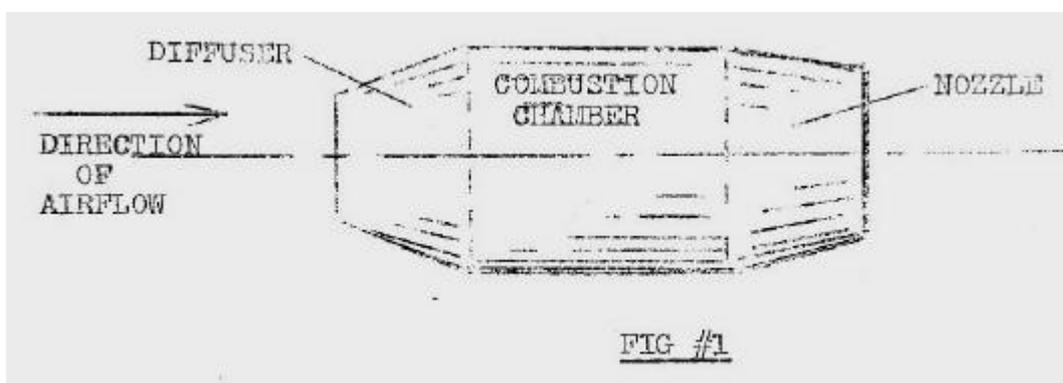


Рис. № 2.1. Корпус прямоточного воздушно-реактивного двигателя

Следующий рис. № 2.2 — график средней результирующей тяги, располагаемой в один квадратный дюйм области входа диффузора в зависимости от линейной скорости прямого воздушного реактивного двигателя.

Например дизайнер желает проектировать прямооточный воздушно-реактивный двигатель для малого вертолета чтобы создать результирующую тягу тридцать пять фунтов. Этот вертолет должен быть оборудован винтами 7 метров в диаметре и вращаться с частотой 665 об/мин. Скорость каждого двигателя будет равна роторной окружной скорости, которая может быть рассчитана следующим образом:

Окружная скорость несущего винта (м / секунда) =  $\pi \times \text{диаметр} \times \text{частота} / 60$

$$3.1416 * 7 * 665 / 60 = 243 \text{ м/сек}$$

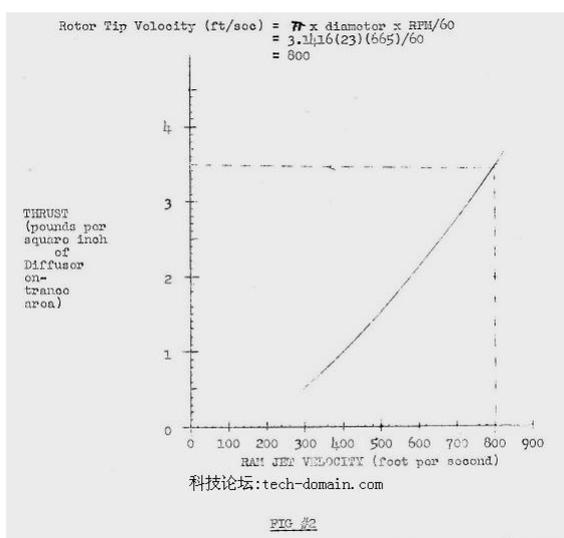


Рис. № 2.2 результирующая тяга 3.5 фунтов, располагаемых на квадратный дюйм области входа диффузора в операционной скорости 800 футов / секунды.

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель для результирующей тяги 35 фунтов в операционной скорости 800 футов / секунды — вход диффузора должен иметь десять квадратных дюймов области.

Отношение (коэффициент) области входа диффузора к области выхода диффузора изменяется от три до четыре для наиболее

дозвуковых конструкций прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Наиболее широко используется — три с половиной. При использовании этого значения область выхода диффузора будет тридцать пять квадратных дюймов. Поэтому, размеры диаметра для диффузора прямоточного воздушно-реактивного двигателя рассчитаны так:

Входной Диаметр м. = (Область x 4) / 3,14 = 10(4) / 3,14 = 3,56  
Диаметр Выхода = 35(4) / 3,14 = 6.67 дюймов

Длина диффузора зависит от авторского выбора одной из двух вероятных конфигураций. Усеченная параллельными плоскостями часть фигуры конуса впадины самая простая из двух конфигураций, чтобы изготовлять но дольше в продолжительности чем другая конфигурация который составы усеченной параллельными плоскостями части фигуры конуса впадины с искривленной вставкой (Рис. № 2.3).

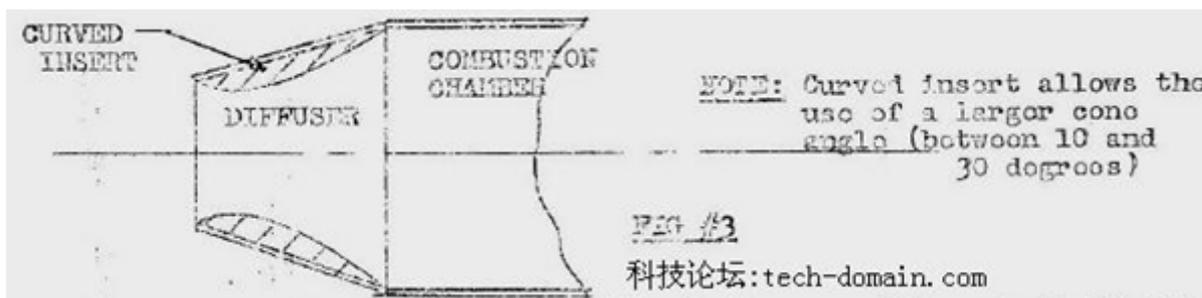


Рис. № 2.3. Входной диффузор

Последняя конфигурация используется на большинстве коммерческих конструкций прямоточного воздушно-реактивного двигателя, потому что более короткая продолжительность предлагает меньшее количество торможения (сопротивление среде).

**ЗАМЕТЬТЕ:** Искривленная вставка позволяет использовать больший угол сходимости (между 10 и 30 градусов)

Угол сходимости диффузора без искривленной вставки не должна превысить десять градусов (Рис. № 2.4) или эффективность диффузора упадет.

Простое математическое уравнение для вычисления конической длины для диффузора со вставкой может быть заявлено следующим образом:

Длина диффузора = (Диаметр Диффузора выхода — Диаметр Диффузора входа) / 0.525

Для двигателя примера, продолжительность диффузора будет:  
 (6.67 — 3.56) / 0.525 = 6 дюймов

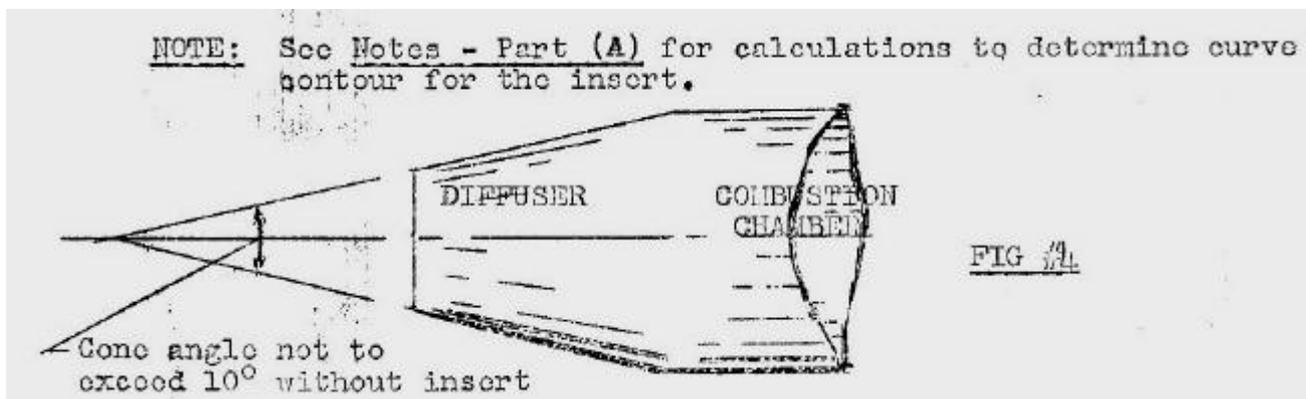


Рис. № 2.4. Угол сходимости диффузора

## ДИФУЗОР

Следующее уравнение, которое было принято от NASA ARR Номер L4F26 определяет искривленный контур вставки диффузора.

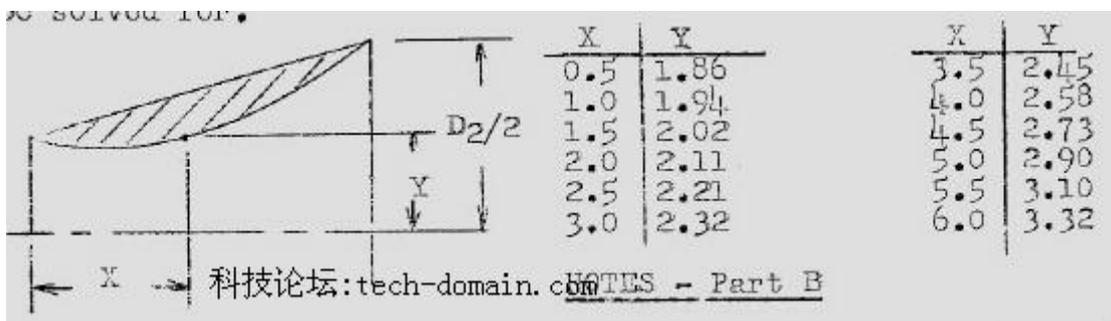


Рис. № 1.4.1. Вставка диффузора.

$$Y = (0.5 D1) / (1+X)$$

где: Y = вертикальная координата

X = Горизонтальная координата

L = Длина диффузора

— x (sqrt (A1/A2 — 1)) A1 = область поперечного сечения входа диффузора

A2 = область Поперечного сечения диффузора выходит

D1 = Диаметр входа диффузора

D2 = Диаметр выхода диффузора,

Зависимость получается такой:  $Y = 1.785/1 - 0.77X$

## КАМЕРА СГОРАНИЯ

Камера сгорания — просто баллон впадины с диаметром, равным таковому диаметра выхода диффузора. Продолжительность обычно определяется испытанием и погрешностью. Однако, хорошее «эмпирическое правило» — делают продолжительность камеры сгорания приблизительно тремя диаметрами входа диффузора.

Камера сгорания для двигателя примера будет баллон 6.67 дюймов в диаметре и длиной 10 дюймов.

## СОПЛО

Выхлопное сопло, которое является зафиксированным выходом от камеры сгорания, имеет входной диаметр равным диаметру камеры сгорания. Диаметр выхода Сопла завист от температуры камеры сгорания и может быть определен математически. Такая математическая обработка — вне возможностей этой монографии. Хорошее «эмпирическое правило», для которого практический дизайнер может использовать, получает этот размер — приблизительно 1.4 разами большее чем область входа диффузора. Область выхода сопла — критический размер, и это значение может лучше всего быть определенным испытанием и погрешностью (изменяющийся область, пока самое высокое значение осевого давления не получено). Однако, выше заявленного эмпирического коэффициента(фактора) даст приемлемо близкое значение.

Для двигателя примера диаметр выхода сопла будет:

Диаметр сопла =  $(10(1,4)(4)) / 3,14 = 4.22$  дюйма

Продолжительность сопла не критическая и не обычно никакой большая в значении чем входной диаметр диффузора.

От выше заявленных эмпирических коэффициентов (факторов), дизайнер создаст корпус из его двигателя прямоточного воздушно-реактивного двигателя к размерам, показанным на рисунке № 2.5.

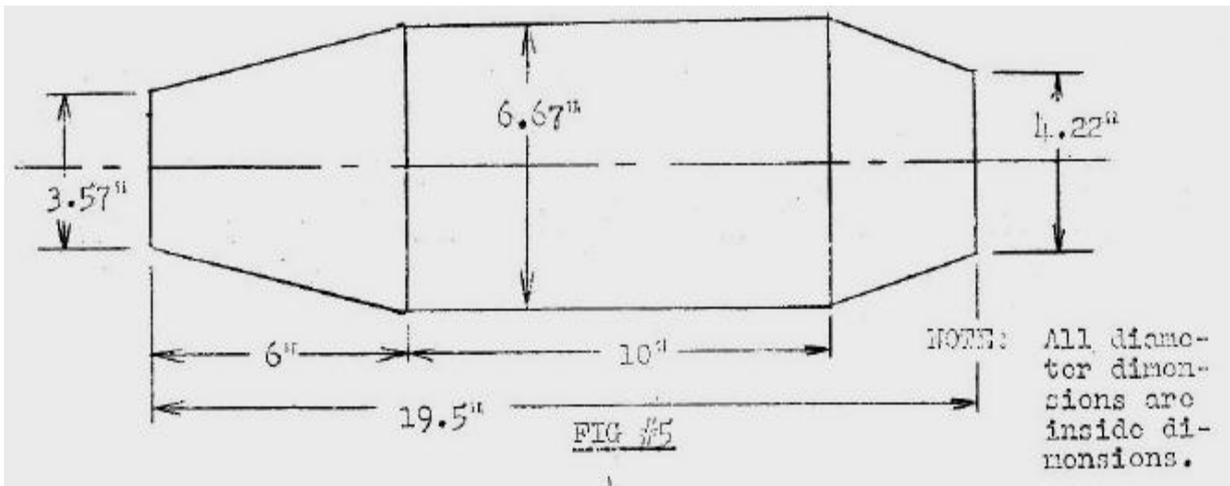


Рис. № 2.5. Размеры двигателя

## КОНСТРУКЦИЯ ОПОРНОЙ ПЛИТЫ

С течением времени высокая температура горения и центробежная сила заставляет корпус деформироваться. Чтобы предотвращать такую деформацию, опорная плита должна приваривать камеру сгорания до сварки диффузора и выхлопного сопла к камере сгорания. Опорная плита для двигателя примера может иметь следующие размеры как показано на Рис. № 2.6, 2.7, 2.8.

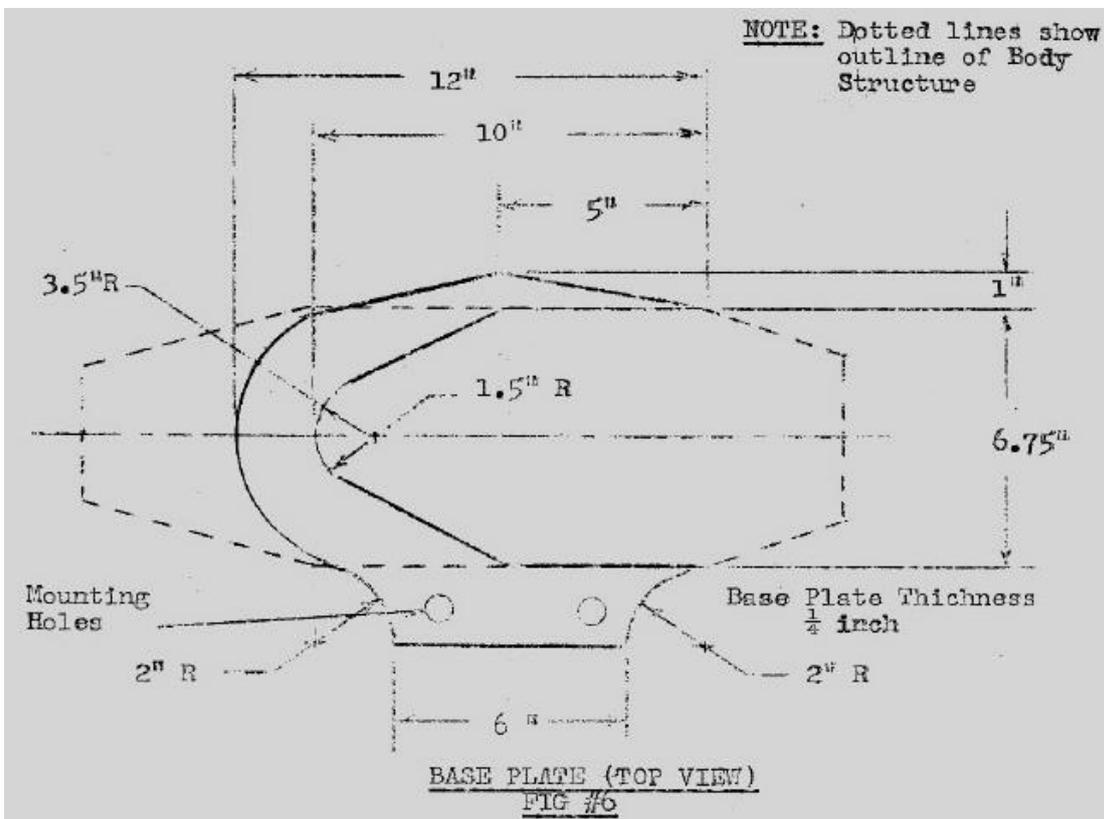


Рис. № 2.6. Опорная плита.

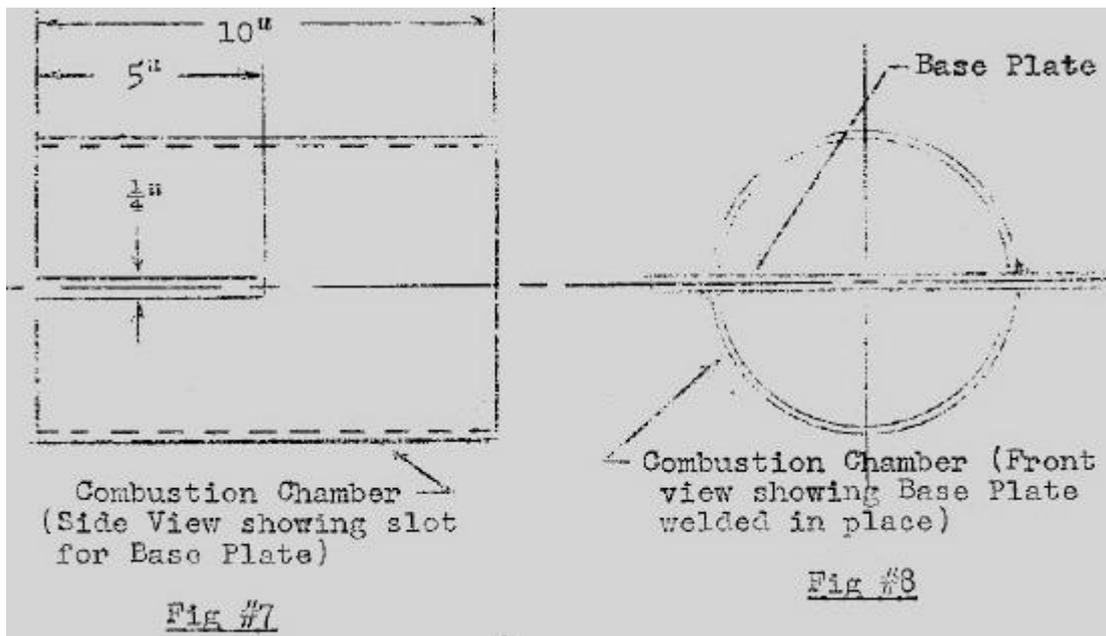


Рис. № 2.7, 2.8. Монтаж опорной плиты в корпус двигателя.

## ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Рисунок № 2.9 иллюстрирует самый простой тип топливной системы для прямоточных воздушно-реактивных двигателей, приводящих в движение ротор. Должно быть отмечено, что эта система содержит только минимум оборудования: топливный бак, отсечной клапан, регулятор расхода, и форсунка непосредственного впрыска топлива. Такая система рекомендуется только на испытательном стенде.

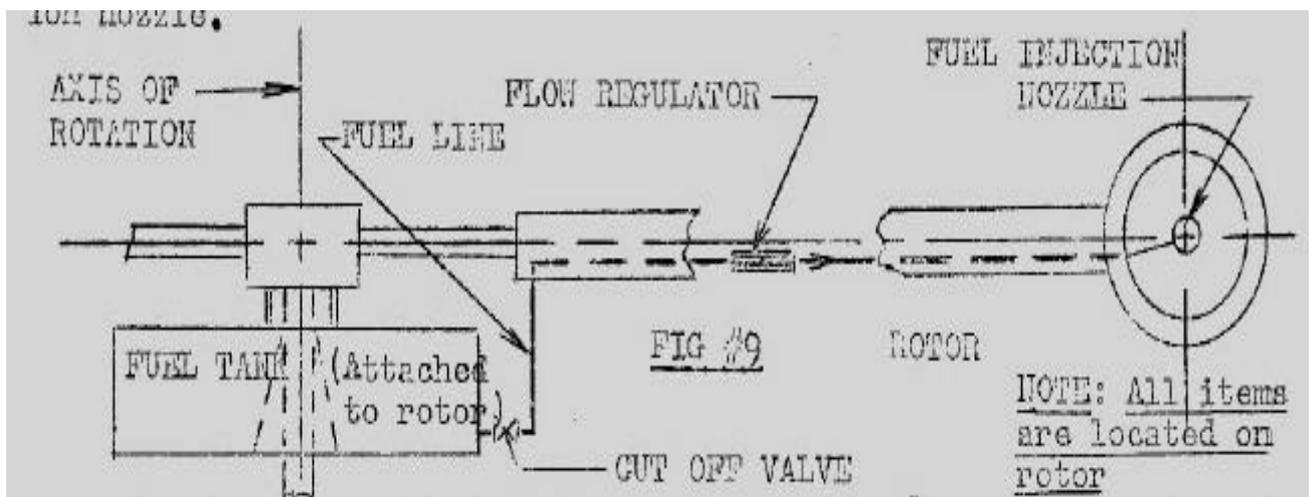


Рис. № 2.9 Топливная система двигателя.

Рисунок № 2.10 иллюстрирует в более общем смысле топливную систему для вертолетов прямооточного воздушно-реактивного двигателя. Герметизируемый топливный бак мог бы заменять топливный насос, и для конструкций водоизмещения порожнем будет желателен.

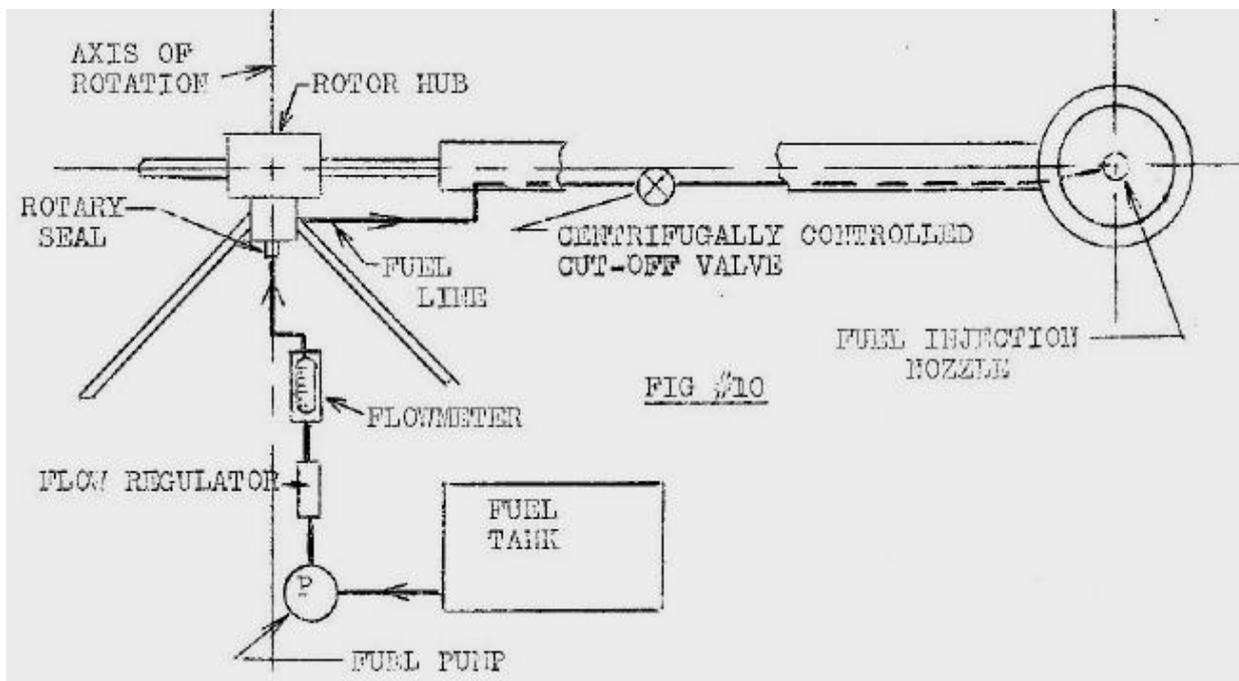


Рис. № 2.10. Топливная система

Следующее уравнение показывает давление топлива в любом месте ротора в зависимости от частоты вращения

$$P = (29.35 * ((N/6 * C \text{ квадрат}) * (R \text{ квадрат})) / 144$$

где:

P давление (lb/sqin)

N = Частота вращения ротора (ОБОРОТОВ В МИНУТУ)

R = удаленная от центра вращения (футы)

Например, решите для топливного давления в регуляторе расхода, зафиксированном на роторе 2 нижних поле от центра вращения, когда ротор перемещает 600 оборота в минуту.

$$P = 29.35 (600/60) ^2 (2) 2 ^ \text{от } 2 = 29.35 (100) (4) / 144 = 82 \text{ lb/sqin}$$

## РЕГУЛЯТОР РАСХОДА

Идеальный регулятор расхода должен автоматически регулировать расход топлива для изменений в машинной скорости, изменения в высоте, и т.д. Однако, такие сложные устройства не существенны для

удовлетворительной операции малых вертолетов прямооточного воздушно-реактивного двигателя. Управляемый вручную игольчатый клапан вместе с расходомером может снабжать приемлемо хорошее регулирование расхода топлива.

## ФОРСУНКА НЕПОСРЕДСТВЕННОГО ВПРЫСКА ТОПЛИВА

Конструкция форсунок непосредственного впрыска топлива для прямооточных воздушно-реактивных двигателей, которые используют на роторе усложнена неизбежной высокой центробежной силой, создающей поток (циклическому сдвигу к внешней стенке двигателя). Рисунок № 2.11 — график топливного давления в форсунке непосредственного впрыска топлива против ротора оборотов в минуту для сопла, зафиксированного на диаметром 23 нижнего поле.

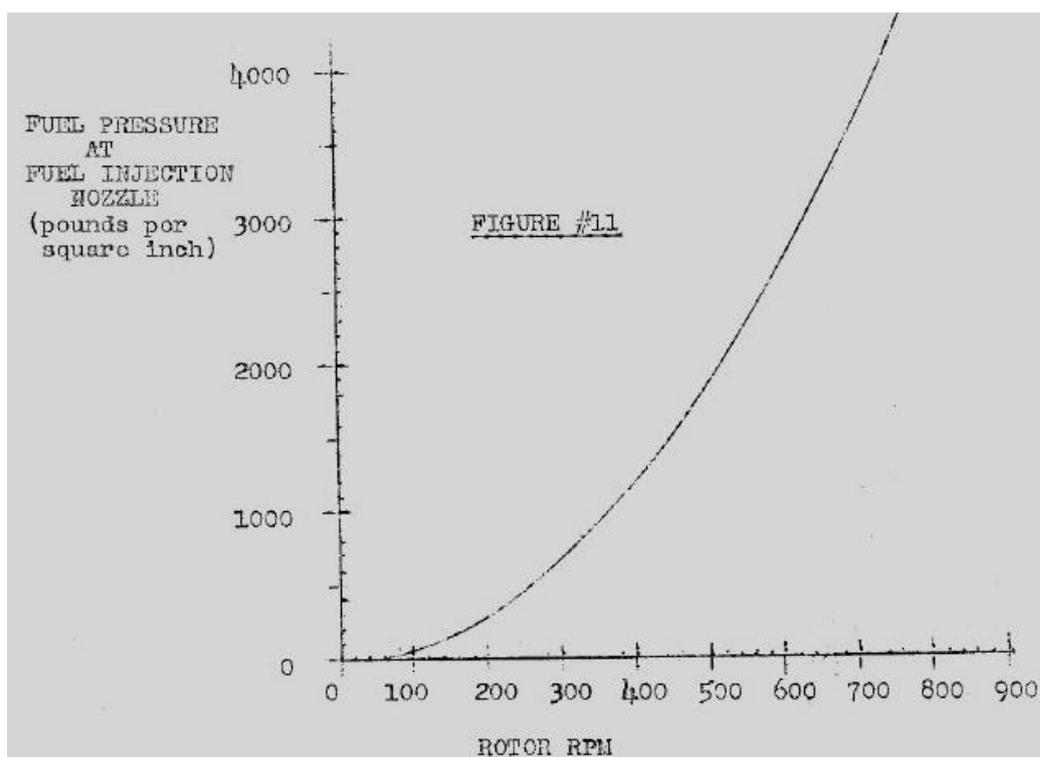


Рис. № 2.11. Зависимость давления топлива от оборотов ротора.

Высоко топливные давления требуют чрезвычайно малых отверстий разливочного стакана, которые в свою очередь означают большее количество расхода в конструкции сопла и более бедного управления распределения топлива. Также, это неизбежное высокое давление в сопле косвенно воздействует на расходы на модернизацию,

потому что дорогое насосное оборудование высокого давления требуется, чтобы дублировать характеристики расхода топлива в течение статических испытаний в аэродинамической трубе.

Конструкция впрыска топлива зависит в значительной степени от конструкции системы стабилизации горения.

Хорошая конструкция требует равномерного перемешивания топливного и входящего воздушного потока с так называемым небольшим нарушением к воздушному потоку насколько возможно.

Такая потребность обычно означает центрально зафиксированное разбрызгивание через форсунку, снабжают топливом вход и в перпендикуляре направления к потоку воздушного потока.

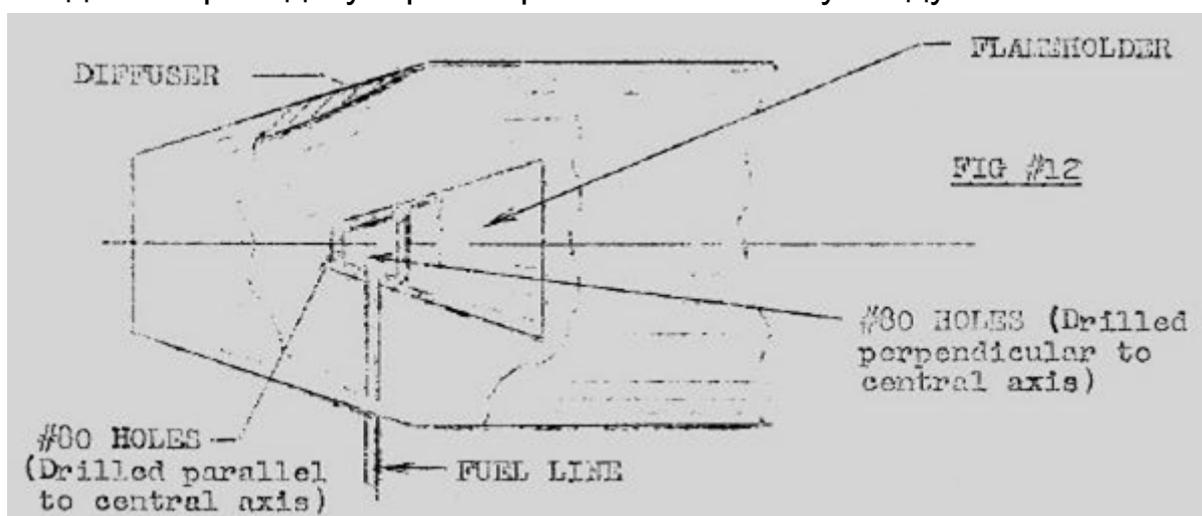


Рисунок № 2.12 . Топливная форсунка.

Конструкция топливной форсунки, показанная ниже на рисунке № 13 следует принцип(компонент), заявленный выше и рекомендуется на прямоточном воздушно-реактивном двигателе для использование крепления к опорной плите. Состоит из трубки по периметру опорной плиты с примерно 80 мелкими отверстиями перпендикулярно к направлению воздушного потока. Точный диаметр и число отверстий может лучше всего быть определенным опытным путём для конкретного двигателя.

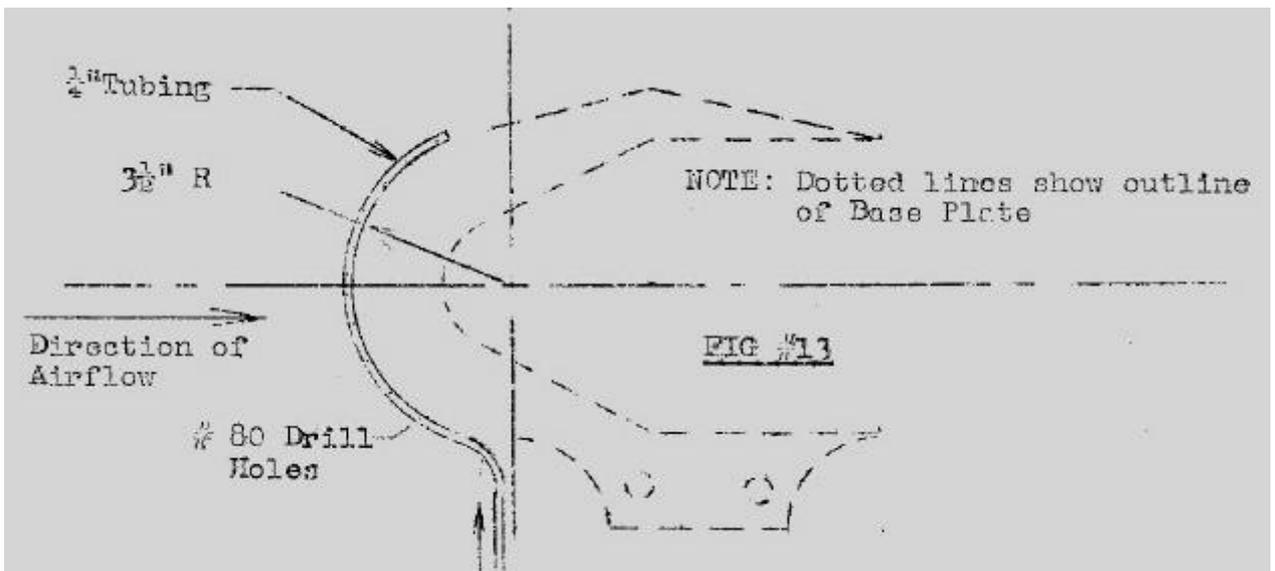


Рис. № 2.13. Топливная форсунка.

## РАСХОД ТОПЛИВА

Заданный расход топлива зависит от осевого давления двигателя.

Рисунок № 2.14 — график в фунтах топлива, заданного в час и фунт осевого давления в зависимости от скорости.

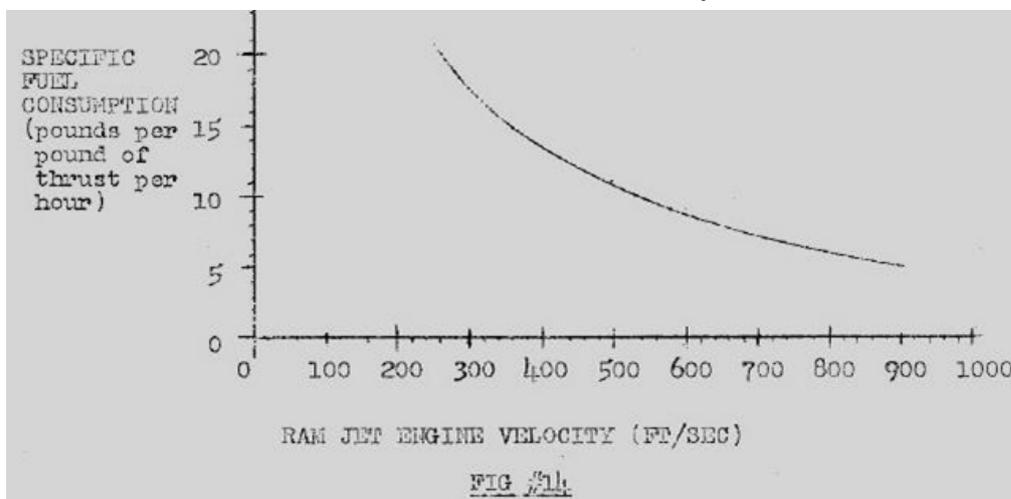


Рис. № 2.14. Расход топлива.

При рассмотрении двигателя примера, заданный расход топлива может быть рассчитан, по граффику с кривой, показанной на рисунке 14. SFC в операционной скорости 800 футов / секунды (243 м/сек) — 6. Заданный расход топлива в двигатель будет 6 x от 35 до 210 фунтов час (35 галлонов). Считаем вертолетный расход топлива, будет 420 фунтов (70 галлонов). Поэтому, форсунка непосредственного

впрыска топлива для двигателя примера должна быть разработана, чтобы пройти 210 фунтов (95 литров в час или 26 мл/сек) топлива в час на операционном топливном давлении.

## СТАБИЛИЗАТОР ПЛАМЕНИ.

Чтобы пламя не гасло в любом высоком воздушном потоке скорости, некоторый способ экранирования источника пламени необходим. Такое устройство экранирования названо стабилизатором пламени. Имеется бесконечное число форм, и формирует стабилизатор пламени, может брать. Четыре из более успешных форм показываються на рисунке № 2.15.

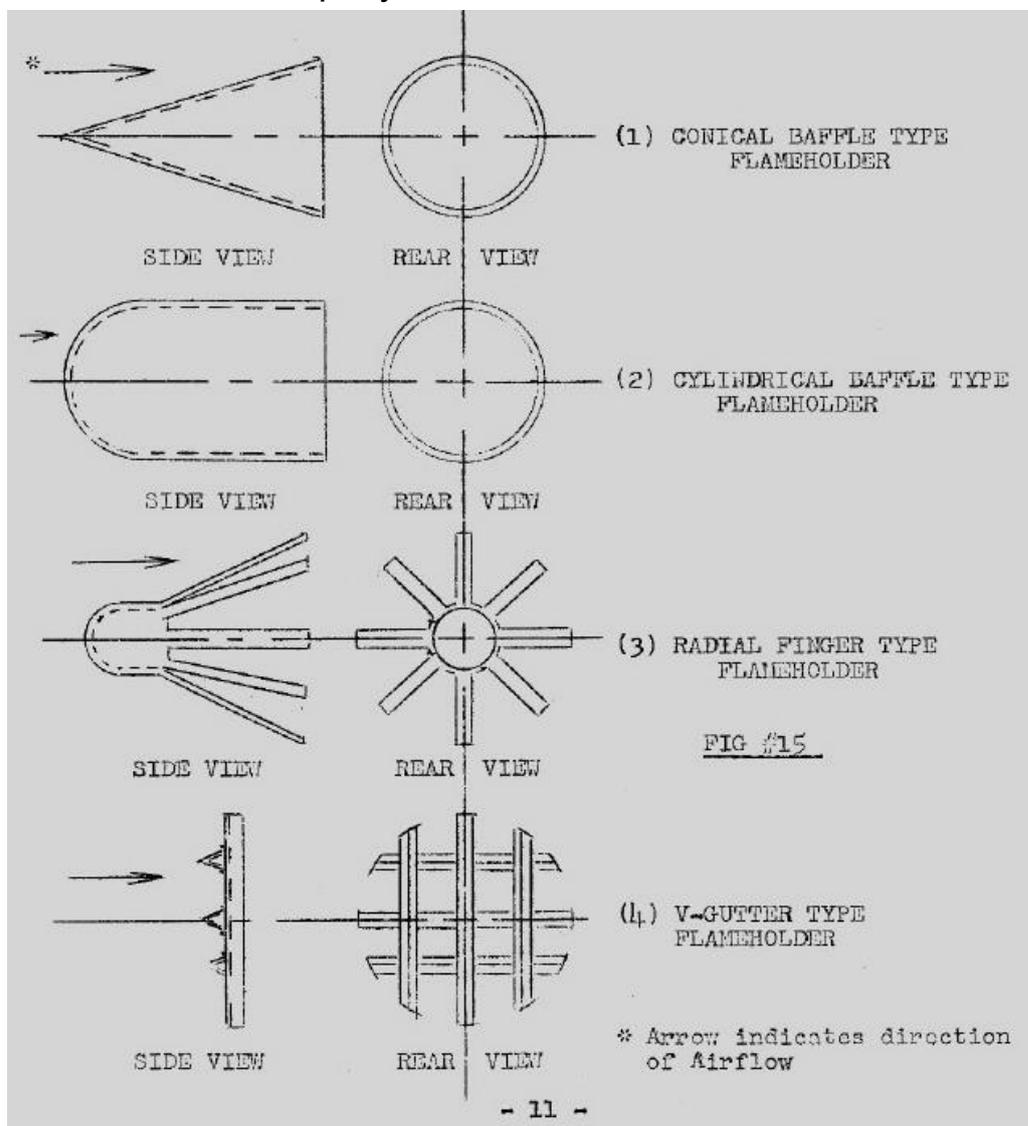


Рис. № 2.15. Стабилизаторы пламени.

Чтобы пламя не гасло в любом высоком воздушном потоке скорости, некоторый способ экранирования источника пламени необходим. Такое устройство экранирования названо стабилизатором пламени. Имеется бесконечное число форм, и формирует стабилизатор пламени, может быть. Четыре из более успешных форм показываються на рисунке № 2.15.

Стабилизаторы пламени типа конического отвода — среди более надежных стабилизаторов пламени такого типа.

Рисунок № 2.16 размеры стабилизатора пламени, которые нужно использовать в двигателе примера.

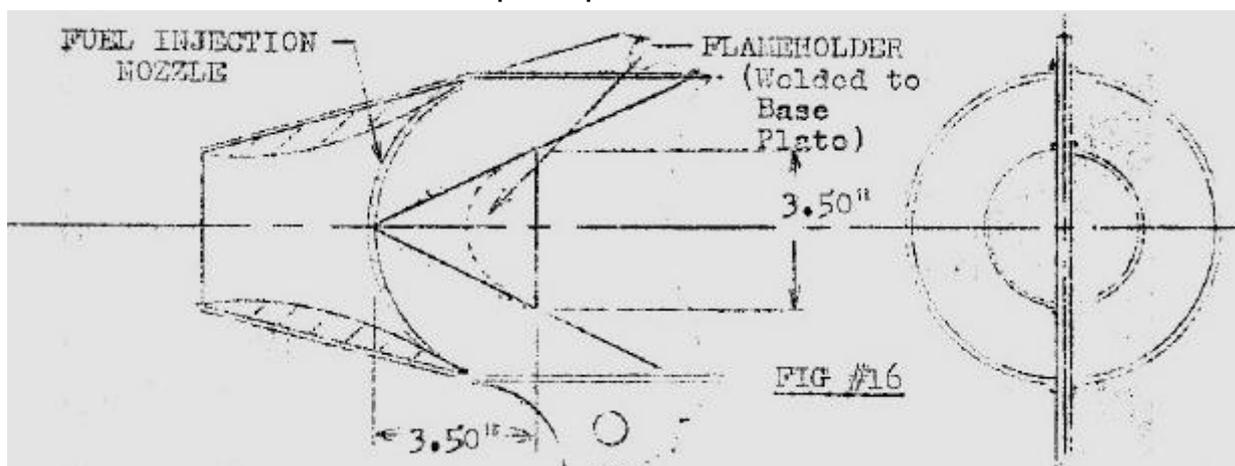


Рис. № 2.16. Конический стабилизатор пламени

Одно очень важное правило, чтобы использовать конструкции стабилизаторов пламени может быть заявлено следующим образом: Воздушный пограничный слой не должен быть прерван преградами, потому что пограничный слой служит как изолятор между высоким температурным пламенем и корпусом двигателя.

Воздушный пограничный слой не должен быть прерван преградами, потому что пограничный слой служит как изолятор между высоким температурным пламенем и корпусом двигателя. Максимальная область поперечного сечения стабилизатора пламени не должна превысить тридцать (30) процентов от области поперечного сечения камеры сгорания.

Что касается двигателя примера область основы конуса стабилизатора пламени не должна превысить 30 процентов от 35 квадратных дюймов.

## ЗАЖИГАНИЕ

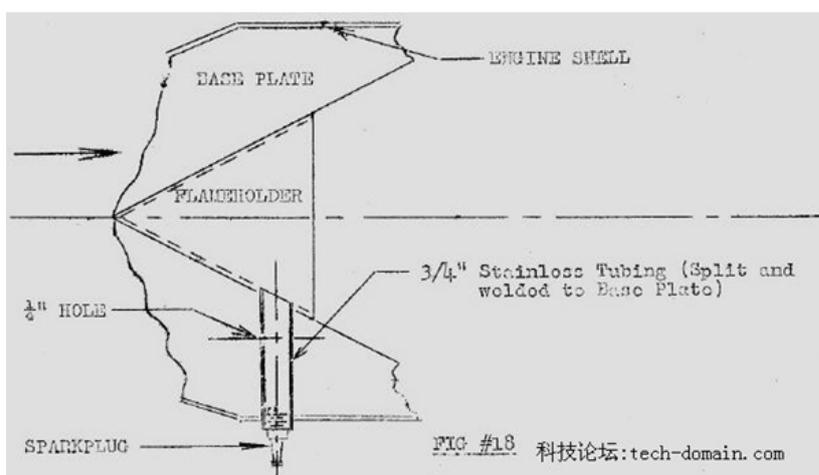


Рис. № 2.18. Зажигание.

Чтобы воспламенить топливовоздушную смесь требуется некоторый тип воспламенителя (обычно экранированный). Точное размещение воспламенителя представляет чрезвычайно трудную проблему и определено в большинстве случаев испытанием. Общее размещение — около кормовой оконечности стабилизатора пламени. Для двигателя примера воспламенитель может быть зафиксирован как показано на рисунке № 2.18.

## МАТЕРИАЛ

Рекомендуемый материал для изготовления прямоточного воздушно-реактивного двигателя является нержавеющей сталь. Толщина листа 16 датчика (1,435 мм).

На основании Выше изложенного был изготовлен и испытан прямоточный воздушно-реактивный двигатель по классической схеме.

### 3. ДЕФЛАГРАЦИОННО-РЕЗОНАНСНЫЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ПРИВОДА НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА.

В 80-х годах прошлого века обратил внимание на одну интересную идею полусферического реактивного двигателя, автором которой являлся руководитель авиамodelьного кружка дворца пионеров г. Благовещенска Попов Николай Иванович. Такой двигатель он планировал применить для привода лопастей вертолётa в качестве альтернативы прямоточному реактивному двигателю, который на относительно малых скоростях мало эффективен и не экономичен.

Схематически такой полусферический реактивный двигатель представлен на рис. № 3.1.

**Полусферический аналог прямоточного пульсирующего реактивного двигателя с газодинамическим клапаном**



Рис. № 3.1. Полусферический реактивный двигатель, предложен Поповым Николаем Ивановичем.

Основа двигателя – стальная полусфера. Полусфера по диаметру окружена кольцевым соплом, которое заканчивается воздухозаборником. Посредине полусферы – топливная форсунка.

Принцип работы основывался на явлении, которое известно, но до конца не объяснено. Если взять обычный баллон со сжатым воздухом и пустить через кольцевое сопло в фокус сферы, то на выходе энергетические характеристики потока вырастут процентов на 10. Предположительно это связано с следующими друг за другом волнами сжатия и разряжения. На крутильных весах этот эффект проявляется небольшим увеличением силы тяги.

С учётом выше поименованного в таком конструктивном исполнении газ смешивается с воздухом в полусфере в момент его радиального сжатия в фокус. Происходит поджог готовой топливовоздушной смеси. Формируется направленная дозвуковая волна дефлаграционного горения топливовоздушной смеси. При покидании сферы в ней формируется разряжение, в которое подаётся газ и воздух. Далее цикл повторяется.

### ПРЕДПОЛОЖЕНИЯ:

1. Предполагалось, что за счёт выше поименованного явления тепловая эффективность горелки увеличится на 10%.
2. Предполагалось, что за счёт пульсирующего сгорания газа его потребление снизится минимум на 10 %.

В последствии конструкция двигателя была доработана. Изменилось место подвода газа и воздуха.

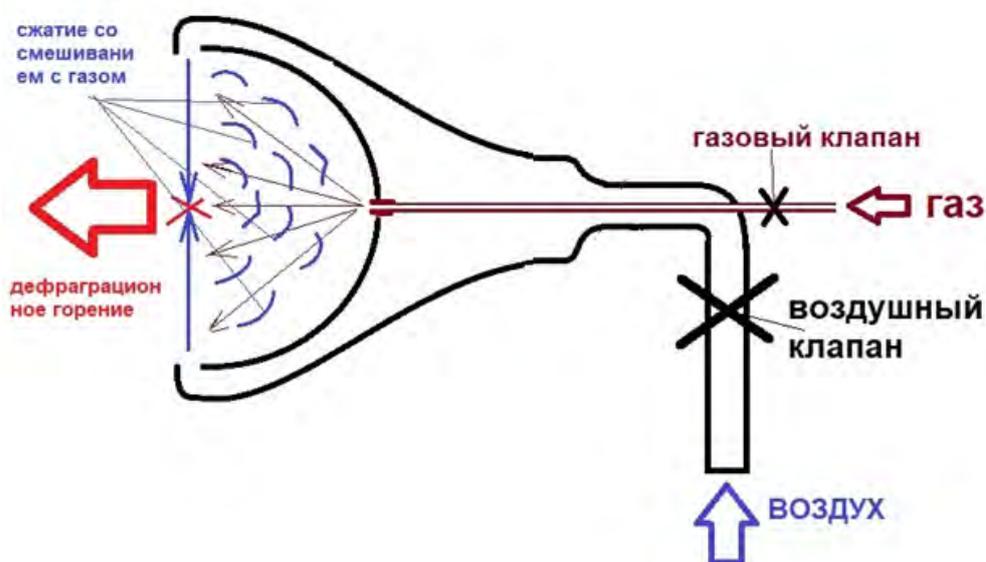


Рис. № 3.2. Дефлаграционно-резонансный двигатель

ОКР:



Рис. № 3.3. Внешний вид дефлаграционно-резонансного двигателя.

#### **4. ДЕТОНАЦИОННО-РЕЗОНАНСНЫЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ПРИВОДА НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА.**

Этот тип источника детонационной энергии характеризуется наличием высокочастотной волны детонационного горения, формируемой за счёт формы камеры детонационного горения, а именно – за счёт полусферического резонатора .

Принцип работы детонационно-резонансного двигателя основывается на следующих этапах:

1. Подготовка топлива (газа) к детонации (высокотемпературное разложение топлива на активные составляющие для облегчения инициаций детонационных волн.
2. Смешивание подготовленного топлива с вторичным высокоскоростным потоком воздуха разбавления.
3. Радиальное сопловое расширение топливовоздушной смеси в фокус (центр) полусферического резонатора.
4. Сжатие топливовоздушной смеси в фокусе полусферического резонатора и инициация волны детонационного горения.

В упрощённом виде детонационно-резонансный двигатель представляет собой камеру детонационного горения в виде металлической сферы с различной степенью кривизны, согласно рис. № 4.1.

По диаметру сферы размещено кольцевое сопло, и направлено в геометрический фокус сферы.

Сфера может включать дополнительный резонатор в виде полу замкнутой полости определённого размера.



Рис. № 4.1. Упрощённый вид детонационно-резонансной горелки.

От конструктивного исполнения камеры сгорания зависит частота следования волн детонационного горения, и как следствие – энергетическая эффективность самой детонационно-резонансной горелки.

Остановимся на конструктивном исполнении камеры детонационного горения. Такая камера имеет следующие основные геометрические характеристики, согласно рис. № 4.2:

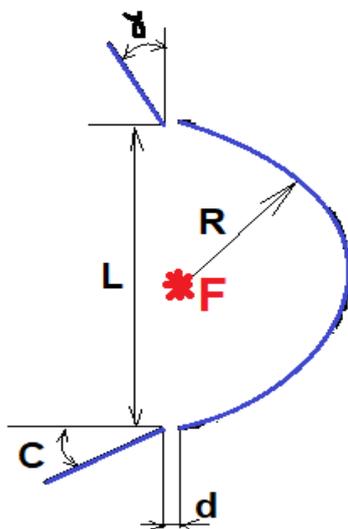


Рис. № 4.2. Геометрия полусферического резонатора

Где:

$r$  – радиус резонатора.

$b$  – кривизна резонатора.

$a$  – угол ввода топливовоздушной смеси.

- d – ширина кольцевого сопла
- l – диаметр сопла
- c – угол расходимости сопла

Согласно опубликованным практическим данным по тематике: Hao ZENG, Li-ming HE, Wei CHEN. Center for Combustion energy, Tsinghua University; Institute of Engineering, Air Force Engineering University заявляется следующее:

- с увеличением радиуса (r) сферического резонатора — частота следования детонационных волн уменьшает .
- с увеличением кривизны резонатора (b) — частота следования детонационных волн увеличивается.
- с увеличением угол (a) ввода топливовоздушной смеси в резонатор — частота следования детонационных волн увеличивается.
- с увеличением ширина ввода топливовоздушной смеси (d) частота следования детонационных волн уменьшает .
- угол (a) ввода топливовоздушной смеси в резонатор  $30^\circ$  — амплитуда динамического давления на дне резонатора — максимальна.
- с увеличением диаметр сопла (l) — частота следования детонационных волн увеличивается.
- с увеличением угла расходимости сопла (c) — частота следования детонационных волн увеличивается. Учитывая амплитуду динамического давления дна резонатора, расхождение угла не должно быть не слишком большим и не слишком маленьким; когда расходящийся угол сопла  $30^\circ$  — амплитуда динамического давления дна резонатора максимальна.

Описания процесса распространения детонационного горения в таком полусферическом резонаторе в открытых источниках противоречивы. Это связано с тем, что данное направление считается перспективным для развития.

При этом к выше изложенному дополнительно можно привести аналогию с интересным явлением, которое проявляется в том, что если взять обычный баллон со сжатым воздухом и пустить через кольцевое сопло в полусферический рефлектор (резонатор), то на выходе энергетические характеристики потока вырастут даже при отсутствии

горения, без использования топлива. Это явление до сих пор до конца не объяснено.

Основой работы горелки является подготовка топлива к детонационному горению.

В идеале, первичное топливо необходимо полностью разложить на простые, высоко энергетические летучие составляющие, которые достаточно легко подвержены детонационному горению. Такими являются в первую очередь  $H_2$ ,  $C_2H_2$ ,  $CO$  с температурами более 1000 градусов.

Практически реализовать полное разложение топлива теоретически возможно, но практически чрезвычайно трудно.

Все работы в данном направлении основываются на предварительном высокотемпературного нагрева первичного топлива без доступа кислорода. Происходит разложением топлива на высокоактивные составляющие.

Исходя из Выше изложенного, подготовка топлива к детонации может быть обеспечена следующим образом:

#### **а) Одно этапный окислительный пиролиз**

Протекает при горении газа в условиях недостатка кислорода. Температура процесса при этом составляет 1400 — 1600°C, время пребывания компонентов в реакционной зоне – несколько миллисекунд. Схема реализации способа представлена на рис. № 3.3.

Например, таким способом получается ацетилен из углеводородов в промышленных условиях. Общее уравнение реакции представлено ниже:



Выход ацетилена составляет 30-32 %. Дополнительно образуется ещё синтез газ — оксид углерода ( $CO$ ) и водород ( $H_2$ ). Обязательной стадией процесса является так называемая “закалка” продуктов, которая представляет собой их резкое охлаждение до температуры ниже 300 градусов. Закалка необходима для предотвращения разложения получаемого ацетилена на углерод и водород. Это

обеспечивается уже при резком расширении таких продуктов из сопла в фокус полусферического резонатора.

Вариант реализации одно этапного окислительного пиролиза представлен ниже.

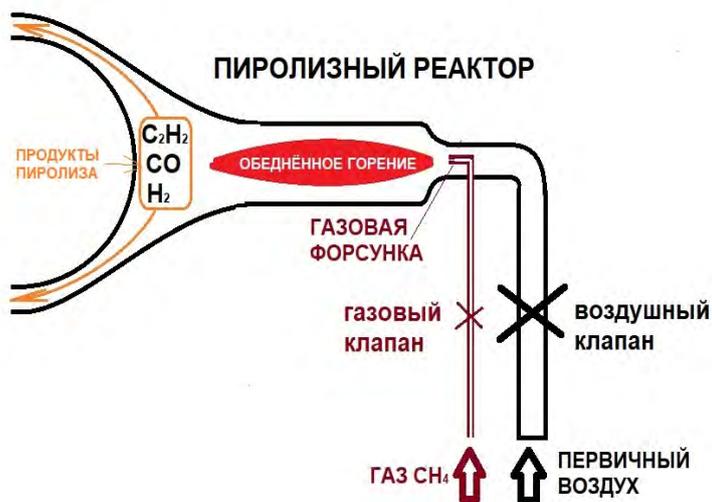


Рис. № 4.3. Схема одно этапного окислительного пиролиза (не полное сгорание топлива).

Согласно классическим данным по пиролизу газов в горелках, например для мартеновских печей, газ сжигают (вернее подвергают пиролизу) с 40% теоретически необходимым воздухом, где развивается температура 1200—1300° С. При этих условиях происходит интенсивный распад газа на выше поименованные составляющие.

На выходе получают высокотемпературные легко детонирующие летучие компоненты, такие как H<sub>2</sub>, C<sub>2</sub>H<sub>2</sub>, CO.

**б) Двух этапный окислительный пиролиз не полного предварительного сгорания.**

Первый этап – не полное сжигание первичного газа с недостатком кислорода в реакторе. Второй этап — ввод вторичного газа в продукты не полного сгорания в зону догорания первого этапа.

Схема реализации способа представлена на рис. № 4.4.

Вариант реализации с смещённым вводом газов для двух этапов окислительного пиролиза представлен ниже.



Рис. № 4.4. Двух этапный окислительный пиролиз (не полное сгорание топлива с вводом в продукты не полного сгорания новой порции топлива).

Вариант реализации с коаксиальным вводом газов для двух этапов окислительного пиролиза представлен на рис. № 4.5.

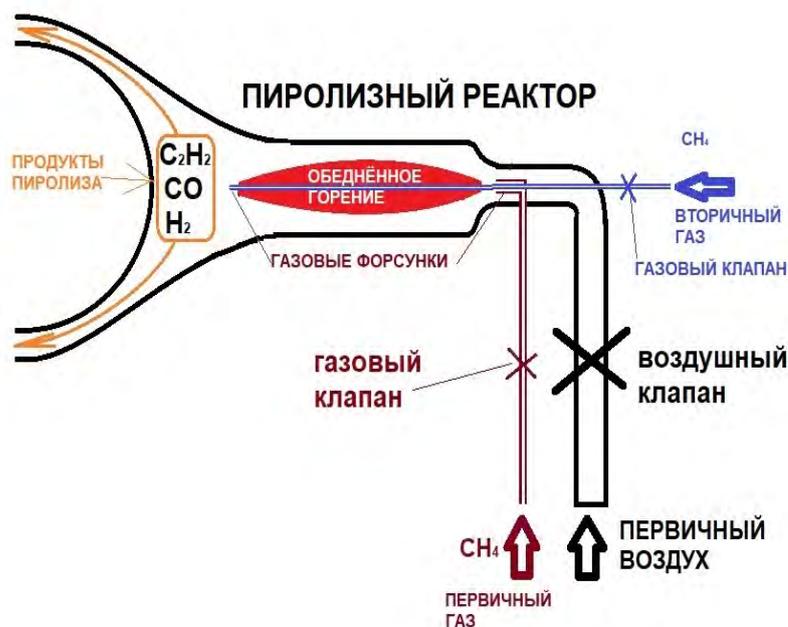


Рис. № 4.5. Двух этапный окислительный пиролиз (не полное сгорание топлива с коаксиальным вводом в продукты не полного сгорания новой порции топлива).

Согласно классическим данным по пиролизу газов в горелках, например для мартеновских печей, первичный газ в количестве от 30 до 40% общего расхода газа сжигают (вернее подвергают пиролизу) с 40% теоретически необходимого воздуха. Затем в зону догорания пламени вводят различными способами вторичный газ 60 – 70 % от общего расхода, где развивается температура 1200—1300° С. При этих условиях происходит интенсивный распад газа на выше поименованные составляющие.

На выходе получают высокотемпературные легко детонирующие летучие компоненты, такие как  $H_2$ ,  $C_2H_2$ ,  $CO$ .

### с) Двухэтапный окислительный пиролиз полного предварительного сгорания.

Первый этап – полное сжигание первичного газа с избытком кислорода в реакторе. Второй этап — ввод вторичного газа в продукты сгорания в зону догорания первого этапа.

Вариант реализации с смещённым вводом газов для двух этапов окислительного пиролиза представлен на рис. № 4.6.

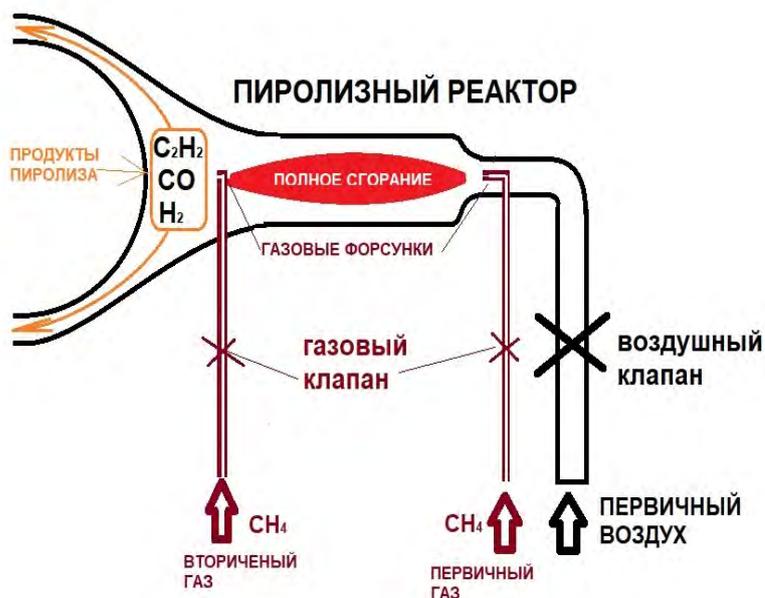


Рис. № 4.6. Двухэтапный окислительный пиролиз с вводом в продукты полного сгорания новой порции топлива.

Вариант реализации с коаксиальным вводом газов для двух этапов окислительного пиролиза представлен на рис. № 4.7.

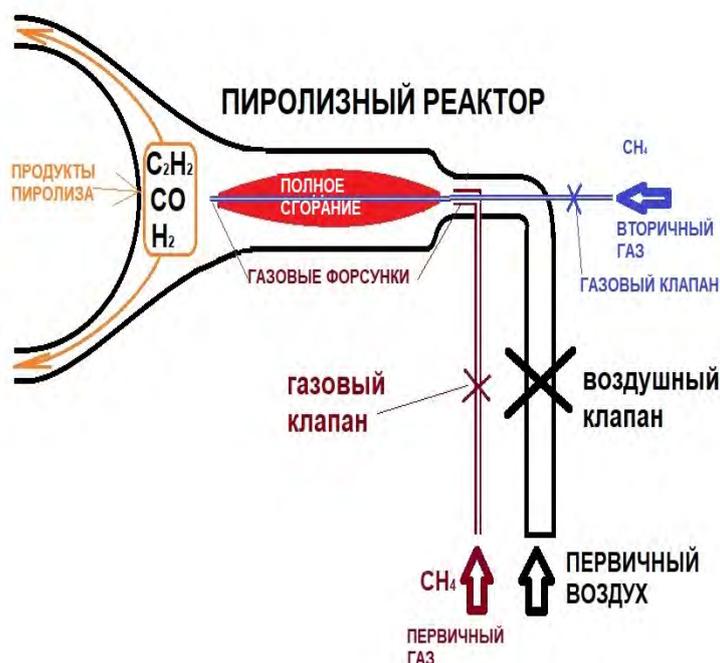


Рис. № 4.7. Двухэтапный окислительный пиролиз с вводом в продукты полного сгорания новой порции топлива.

Согласно классическим данным по пиролизу газов в горелках, например для мартеновских печей, первичный газ в количестве от 100-110% общего расхода газа сжигают полностью. Затем в зону догорания пламени вводят различными способами вторичный, где развивается температура 1600-1800° С. При этих условиях происходит интенсивный распад газа на выше поименованные составляющие.

На выходе получают высокотемпературные легко детонирующие летучие компоненты, такие как H<sub>2</sub>, C<sub>2</sub>H<sub>2</sub>, CO.

#### d) Сухой пиролиз топлива.

Представляет собой изолированный нагрев газа в замкнутом теплообменнике без доступа кислорода. Согласно классическим данным по пиролизу газов в горелках — в этом случае теплообменники приходится исполнять сравнительно громоздкими, а опасность отложения в трубах сажи дает основание сомневаться в

эксплуатационной надежности их работы. Поэтому такой метод едва ли найдет широкое применение в ближайшее время.

Вариант выбора способа в данном случае зависит от энергетической эффективности детонационно-резонансной горелки для конкретных технологических целей.

Следующий этап — подготовленное топливо поступает для смешивания с вторичным воздухом непосредственно перед кольцевым выходным соплом в короткую кольцевую зону смешивания. Смешивание происходит путём инъекции подготовленного топлива вторичным воздухом с большой скоростью.

После инъекции подготовленная к детонационному горению топливовоздушная смесь поступает в кольцевое сопло. На выходе формируется высокоскоростной поток за счёт кольцевого сопла, которое изготовлено по профилю поперечного сечения сопла Лаваля. Такой профиль позволяет сформировать радиальный центростремительный поток топливовоздушной смеси со сверхзвуковой скоростью. Большая скорости потока топливовоздушной смеси не допускает его самовоспламенения.

Завершающий этап подготовки топливовоздушной смеси к детонации, это сверхзвуковое радиальное схлопывание в геометрическом фокусе сферы с значительным повышением давления.

Заключительный этап – инициация детонационной волны. В данном случае детонация может инициироваться как самопроизвольно, так и принудительно, например — электроискровым поджогом. Самопроизвольно детонация происходит посредством струйного взаимодействия и ударной фокусировки (сжатии). Зависит от скоростных, энергетических характеристик топливовоздушной смеси. Самопроизвольная детонация ударной фокусировкой в фокусе сжатия сферы для данного типа горелок – нестабильна.

Для данного типа горелок предпочтительнее принудительный электроискровой поджог.

После инициации формируется фронт бегущей волны детонационного горения с характеристиками, заявленными выше. Затем цикл повторяется. Частота следования циклов зависит в основном от энергетических характеристик подготовленной

топливовоздушной смеси и конструктивных характеристик исполнения горелки.

Управление работой двигателя (управление детонационным горением) для целей достижения заданных характеристик по частоте следования, температуре, скорости распространения и давлению детонационных волн осуществляется регулировкой расхода первичного и вторичного газа и воздуха под.

#### ДОСТОИНСТВА:

- Высокая энергетика единичного детонационного горения.
- Квазинепрерывная работа, которая приближается к непрерывной работе за счет высокой частоты следования волн детонационного горения.
- Высокая частота работы - 1 кГц.
- Высокий КПД.

#### НЕДОСТАТКИ:

- Требуется предварительной подготовки топлива (пиролиза) к детонации.

## **5. ДЕТОНАЦИОННЫЙ ЦЕНТРОСТРЕМИТЕЛЬНЫЙ ПРИВОД ТУРБИНЫ**

Предлагается в качестве привода турбины использовать не классическое дефлаграционное (дозвуковое) горение, а детонационное (сверхзвуковое).

Всем известно, что детонация в атмосферу от одного источника детонационного горения представляет собой взрыв, в котором взрывная волна распространяется со скоростью 2000-3000 м/с, температура горения достигает 3000-3500 °С. Продукты детонации обладают огромной кинетической энергией. И что не мало важно - снижен расход топлива по сравнению с существующими дозвуковыми дефлаграционными горелками равной тепловой мощности, т.к. работают в импульсном режиме.

Также предлагается использовать конструктивную особенность одного из типов источников волн детонационного горения, а именно тип (А.5-7) в таблице рациональной классификации.

Особенность такая, что детонационный источник энергии цилиндрической формы имеет на выходе дополнительный полусферический резонатор с центростремительным горением – дополнительным схлопыванием волн детонационного горения в фокусе полусферы. Частота работы такого источника энергии согласно рациональной классификации ограничена 100 гц. Этого вполне достаточно для эффективного привода турбины с учётом выше поименованных преимуществ детонационного горения.

Детонационный источник энергии цилиндрической формы с полусферическим резонатором на выходе представлен на рис. № 5.1.

Код в таблице рациональной классификации - (А.5-7)

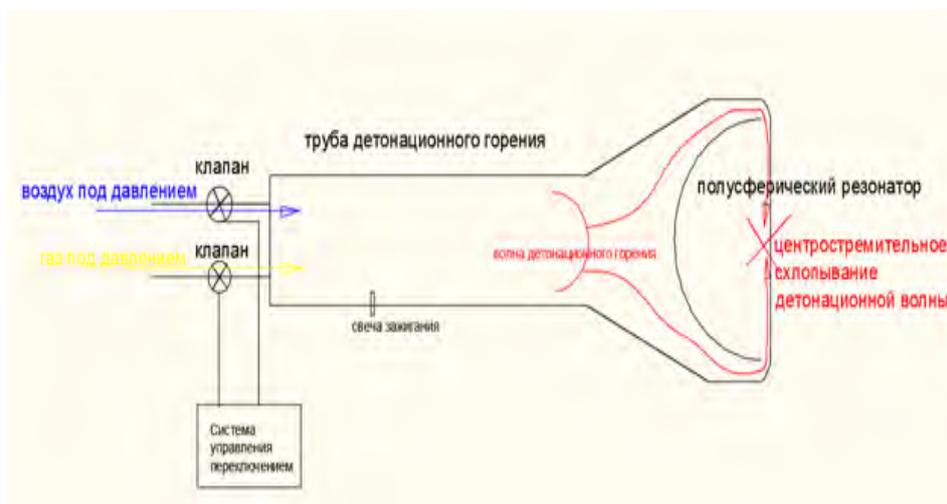


Рис. № 5.1. Трубчатый источник волн детонационного горения с дополнительным сжатием в полусферическом резонаторе на выходе.

Такой полусферический источник волн детонационного горения с частотой следования до 100 Гц, за счёт своих конструктивных и рабочих характеристик представляет собой идеальный привод турбины.

За счёт относительно низкой частоты следования волн детонационного горения и высокой энергетики единичного импульса (сверхзвукового) - такой привод выигрывает по топливу с аналогичными, работающими в дефлаграционном (дозвуковом) режиме классического горения.

Для этого необходимо оснастить выходное щелевое сопло специальной тангенциальной гребенчатой направляющей согласно рис. № 5.2.



Рис. № 5.2. Центростремительная гребёнка направляющих.



Рис. № 5.3. Детонационно-центростремительный привод турбины.

Таким образом внутри рабочей части турбины распространяется тангенциальное центростремительное сверхзвуковое детонационное горение топливо-воздушной смеси спирали к центру, которое воздействует на лопатки турбины (см. рис. № 5.3) — приводит её во вращение.

## 6. ДЕТОНАЦИОННЫЙ ПРИВОД ЛОПАСТЕЙ ВЕРТОЛЁТА.

Известен эффект детонации топливовоздушных смесей в трубах. На основе этого эффекта предлагается конструкция привода вращения (лопастей вертолёт) по упрощённой аналогии с установкой на концах лопастей прямооточных реактивных двигателей, но с учётом следующего:

Детонационное горение осуществляется радиально в импульсном режиме поочерёдно то в одной, то в другой детонационной трубе с тангенциальным истечением продуктов детонационного горения. Дополнительный вклад в эффективность системы вносит сила Кориолиса.

В конструктивном плане представляет собой свободно вращающееся изделие, состоящее из двух детонационных труб, соединённых между собой по центру вращения системой взаимосвязанных клапанов и с тангенциальными направляющими (соплами) на концах детонационных труб. Подвод топливовоздушной смеси осуществляется по центру вращения одновременно к двум детонационным трубам через систему из двух взаимосвязанных между собой клапанов полу шарового исполнения, рис. № 6.1.



Рис. № 6.1. Клапанная система

Оба запорных элемента полу шарового типа каждого клапана связаны между собой одной штангой, которая расположена по центральной оси клапанов, см. рис. № 6.2.



Рис. № 6.2. Конструктивное исполнение одного полу шарового клапана

Конструктивная особенность такой системы взаимосвязанных клапанов заключается в том, что если один клапан “открыт”, то противоположный ему клапан всегда “закрыт”. И наоборот, рис. № 5.3

Клапан открыт



Клапан закрыт



Рис. № 6.3. Взаимосвязанные клапаны управления детонационным горением.

Принцип работы радиально-детонационного привода вращения (лопастей вертолётá) основан на том, что электрическая искра инициирует детонационную волну в одной детонационной трубе. Она

закрывает клапан, прерывая поток топливоздушной смеси и одновременно открывает второй клапан направляя топливоздушную смесь в противоположную детонационную трубу для целей её последующей детонации. И наоборот. Электроискровая система инициации детонаций должна попеременно управлять работой радиально-детонационного привода с скоростью переключения в зависимости от количества топливоздушной смеси.

Таким образом в импульсном режиме попеременно инициируется детонационное горение топливоздушной смеси и подготовка топливоздушной смеси к детонации периодически то в одной, то в другой детонационной трубе.

Работа выхода в данном случае приводит винт во вращение.



Рис. № 6.4. Стенд исследования детонационного привода лопастей вертолѐта

## 7. ДЕТОНАЦИОННЫЙ ПРИВОД ЛОПАСТЕЙ ВЕРТОЛЁТА НА ЭФФЕКТЕ КОАНДА

Привод вращения лопастей вертолётá использует эффект Коанда для создания тяги.

В конструктивном плане привод размещается на концах лопастей и представляет собой цилиндрические детонационные источники горения с сферическим резонатором на выходе. Дополнительно выходные сопла оборудованы перевернутыми чашами (рефлекторами), рис. № 7.1.

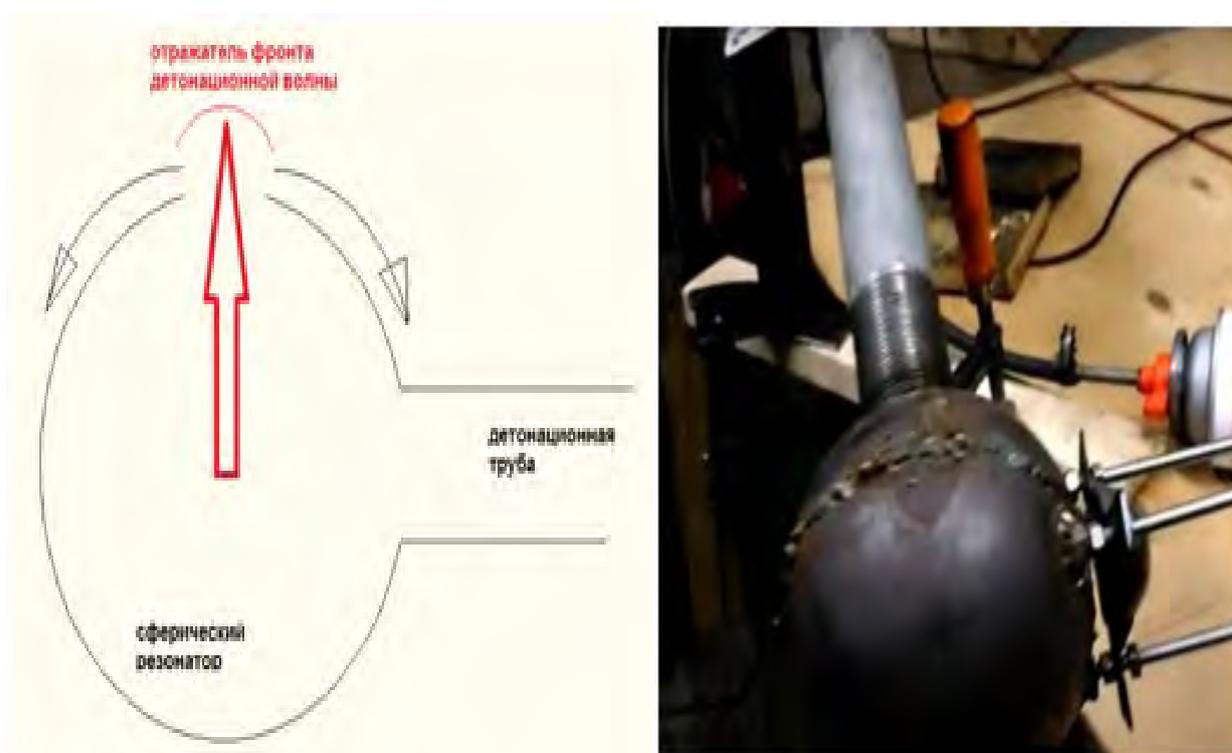


Рис. № 7.1. Установка рефлектора на сопло сферического резонатора детонационного горения.

Формирование импульса тяги основывается на следующем. Импульсная волна детонационного горения отразившись от рефлектора меняет направление своего движения и ометает всю поверхность шарового резонатора, см. рис. № 7.2.

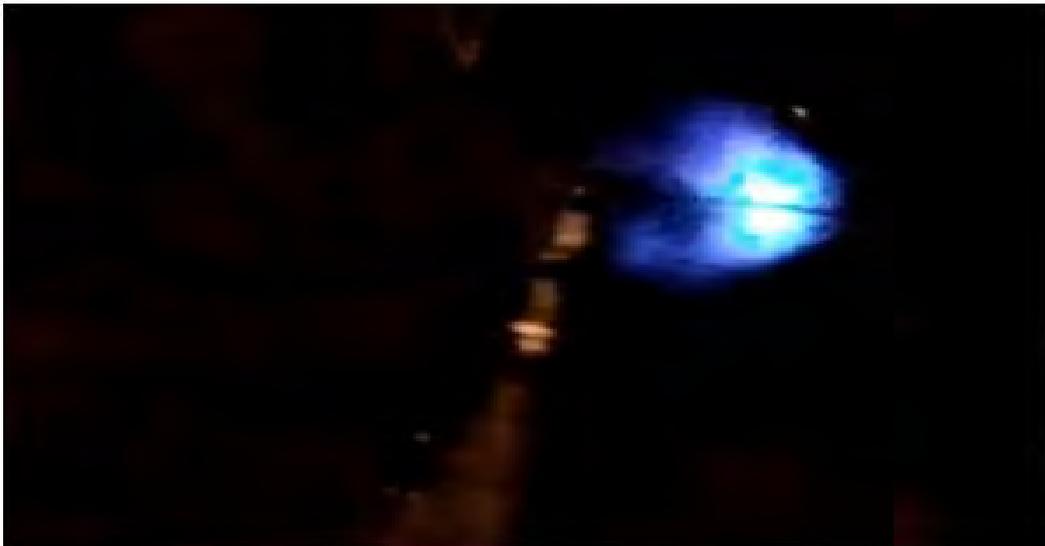


Рис. № 7.2. Визуализация эффекта Коанда

В этом случае давление воздуха со стороны распространения детонационного горения на поверхность сферического резонатора из рефлектора (ометание резонатора с одной стороны) будет меньше, чем с обратной стороны сферического резонатора.

Чем больше набегающий поток воздуха, т.е. чем больше скорость вращения лопастей, тем эффективней работа привода.

Таким образом обеспечивается привод лопастей вертолѐта.

Для исследования возможности использования детонационного эффекта Коанда в приводе винта вертолѐта был создан стенд, рис. № 7.3.



Рис. № 7.3. Стенд исследования детонационного эффекта Коанда для привода винта вертолѐта.

## НЕДОСТАТКИ:

- Отсутствие охлаждения торцевой части сферического резонатора. При длительной работе торцевая часть резонатора начинает оплавляться.
- Длительная работа – не возможна.

## 8. ВИХРЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬ

Опубликован 25.04.2020 года.

Ссылка: [Вихревой двигатель](#)

Принцип работы основан на том, что термомеханическим способом специальными завихрителями создаётся воздушная вихревая трёхмерная тороидальная структура в виде само выворачивающегося бублика по аналогии с природным смерчем, торнадо, с одновременным разделением как по направлению, так и по температуре на внутренний восходящий, наружный нисходящий в вертикальной плоскости и внутренний с наружным торовой в горизонтальной плоскости спиральные вихревые потоки, которые в рабочем режиме взаимодействуют с самими завихрителями и приводят их в принудительное вращение с дальнейшим отбором мощности.

В конструктивном плане заявленный двигатель представлен на рис. № 8.1.

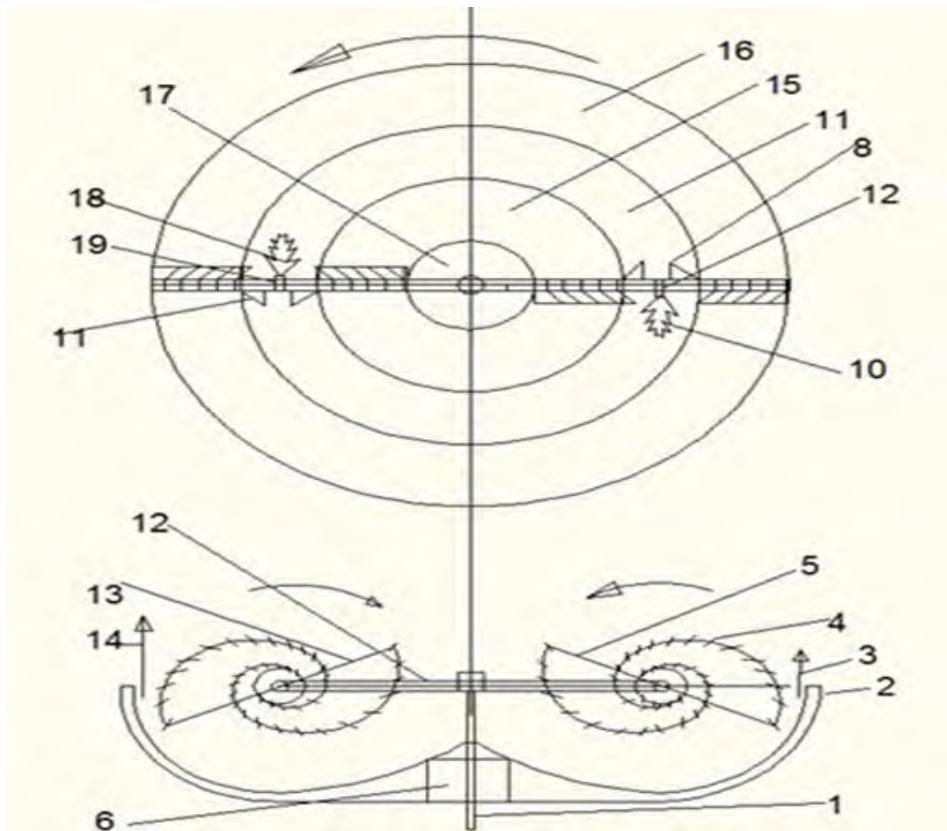


Рис. № 8.1. Вихревой двигатель.

Вихревая тороидальная структура по типу само выворачивающегося бублика формируется с помощью двух приводных вращающихся лопастных конструкций логарифмической формы 5, 13, размещённых на вращающемся общем горизонтальном приводном валу 12. Привод осуществляется от двигателя 15.

Сами отдельные закрученные воздушные течения формируются с помощью множества отдельных ленточных завихрителей с трапециевидной канавкой без корпуса 4. Каждый ленточный завихритель 4 при своём движении формирует за собой отдельно вращающееся воздушное течение. Все индивидуальные ленточные бес корпусные завихрители размещены симметрично и последовательно по всей длине 2-х логарифмических спиралей под небольшим наклоном по ходу вихревого спирального тороидального потока.

Принудительное вращение двух блоков завихрителей 5, 13 вокруг собственной оси в вертикальной плоскости с одновременным их вращением по кругу в горизонтальной плоскости формирует при своём двухмерном вращении тороидальный воздушный вихрь по форме само выворачивающегося бублика, который состоит из множества отдельных воздушных вращающихся течений по логарифмической спирали вдоль всего объёма тороидального вихря. Каждый оборот двумерного вращения одного блока завихрителя 5 или 13 при прохождении раз за разом через сформированную вторым блоком трёхмерную вихревую воздушную структуру не подавляет её из-за турбулизации среды, а наоборот поддерживает её и усиливает. Такого рода оптимальность подсказывается (Т.Е.Фабер. Гидроаэродинамика. М., Постмаркет, 2001. — 560 с.) природой (ячейки Бенара).

Такая организация спирального вихревого движения совместно с установкой терморазделительных диффузоров 2, 8, 11 обеспечивает формирование воздушных потоков четырёх направлений с терморазделением на:

1. Горизонтальный торовый периферийный вихревой поток с повышенной температурой 16,15.
2. Горизонтальный торовый вихревой противоток с пониженной температурой 14.

3. Вертикальный внешний кольцевой периферийный вихревой поток с повышенной температурой 3, 20.
4. Вертикальный внутренний кольцевой вихревой противоток с пониженной температурой 17.

При этом терморазделение и разделение по направлению потоков в вихревой структуре аппарата обеспечивается за счёт:

1. Установки двух терморазделительных диффузоров 8, 11 (по типу терморазделительного диффузора прямоточной трубки Ранка) на общем приводном горизонтальном валу 12 двух блоков завихрителей 5, 13, за счёт которых внутренний вихревой поток отражается от диффузора. Вследствие того, что поток уже имеет организованную турбулизацию (закручивание теплового движения молекул газа массодинамическим полем периферийного вихря), то отраженные от диффузоров 8, 11 потоки также являются закрученными. Направление вращения отраженных потоков остается прежним, но поскольку направление их осевого движения меняется на противоположное периферийному вихрю 16,15, то направление вращения осевого вихря так же является противоположным ему. Образуется известный горизонтальный внутренний осевой холодный противоток 14.

2. Установки внизу не вращающегося терморазделительного диффузора 2 (по типу терморазделительного диффузора противоточной трубки Ранка), за счёт которого внутренний вихревой поток отражается от диффузора. Вследствие того, что поток уже имеет организованную турбулизацию (закручивание теплового движения молекул газа массодинамическим полем периферийного вихря), то отраженный от диффузора поток также является закрученным. Направление вращения отраженного потока остается прежним, но поскольку направление его осевого движения меняется на противоположное периферийному вихрю 3, 20, то направление вращения осевого вихря так же является противоположным ему. Образуется известный внутренний вертикальный осевой противоток 17.

В данном случае понижение температуры горизонтального внутреннего осевого противотока 14 приводит к повышению температуры периферийного горизонтального потока 15, 16. Сам периферийный горизонтальный поток 15, 16 одновременно формирует периферийный вертикальный поток 3, 20 и напрямую связан с терморазделением в вертикальной плоскости. Таким образом терморазделение в горизонтальной плоскости приводит как минимум к двукратному усилению эффекта терморазделения в вертикальной плоскости и значительному понижению температуры известного внутреннего вертикального холодного осевого противотока 17.

Таким образом сформированная тороидальная вихревая структура с одновременным разделением потоков по направлению и температуре является сферическим тороидальным вихрем Хилла (Моффат, Кит (2008). «Vortex Dynamics: Наследие Гельмгольца и Кельвина». IUTAM симпозиум по гамильтоновой динамике вихревых структур, турбулентность 6: 1—10. DOI:10.1007/978-1-4020-6744-0\_1.), в котором проявляется эффект терморазделения между внутренним восходящим, наружным нисходящим в вертикальной плоскости, внутренним и наружным торовым в горизонтальной плоскости спиральными вихревыми потоками, дальнейшее развитие которых реализовано в вихревых терморазделительных трубках Ранка (Вихревой эффект и его применение в технике. Меркулов А.П. – М.: Машиностроение, 1969 год – 185 с).

Основным условием усиления и поддержания вихря является высокая разность температур потоков. Дополнительный нагрев горизонтального торового вихревого противотока 14 приводит к дополнительному нагреву внешнего горизонтального торового вихревого потока 15,16, который напрямую связан с вертикальным внутренним и наружным кольцевыми вихревыми противотоками 3 и 17. Таким образом повышение температуры газовыми горелками 12, 19 горизонтального внутреннего торового вихревого потока 14 приводит к значительному повышению температуры внешнего горизонтального потока 15,16. Т.к. внешний горизонтальный торовый поток является образующим вертикальных потоков, то повышение его температуры за счёт терморазделения приводит к понижению температуры вертикального внутреннего кольцевого вихревого противотока 17. Как

следствие, происходит усиление и самогенерация вихревого, спирального, восходящего движения воздушного потока во внутренних слоях вихря. Работает воздушный массодинамический генератор, увеличивающий кинетическую энергию воздушного потока за счет его тепловой энергии, вследствие действия массодинамических сил.

После того, как будет сформирована первоначальная вихревая структура по типу природного смерча, торнадо – привод двух блоков ленточных завихрителей отключается. Это необходимо для целей самовращения блоков завихрителей уже от сформированной многомерной вихревой тороидальной структуры, повышения эффективности терморазделения и отбора мощности от общего приводного вала 1.

В этом случае источником энергии вихря выступает дополнительный нагрев внутреннего горизонтального потока двумя газовыми горелками 12, 19.

Были проведены ОКР , подтверждающие идею, см. рис. № 8.2 и 8.3.

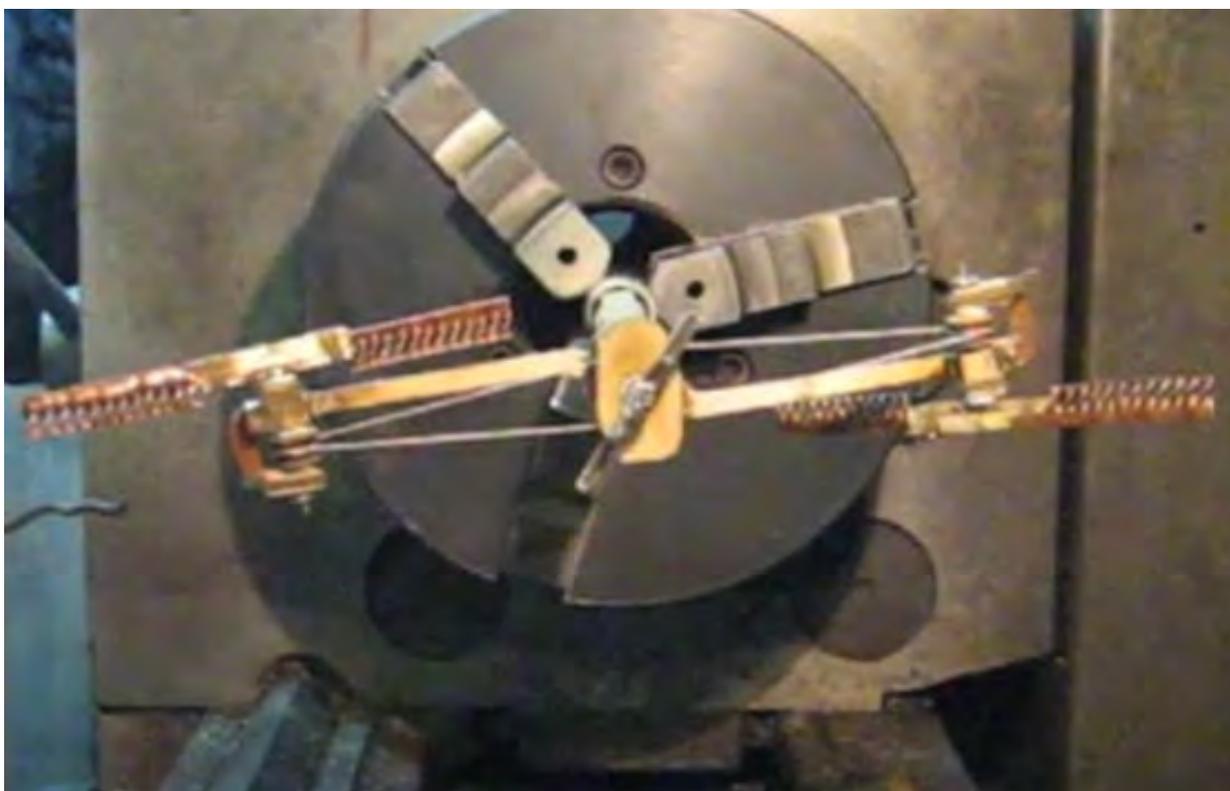


Рис. № 8.2. Тестирование формирования многомерного вихревого потока системой вращающихся завихрителей.



Рис. № 8.3. Тестирование подъёмной силы многомерного вихревого потока

## 9. ВИХРЕ-ПРЕЦЕССИРУЮЩИЙ ПРИВОД НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА

Опубликован 12.02.2022 года.

Ссылка: [ВИХРЕ-ПРЕЦЕССИРУЮЩИЙ ПРИВОД НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА](#)

Известен компрессорный привод несущего винта вертолётa. В этом случае крутящий момент создается силой реакции воздуха (газов), вытекающих из установленных на концах лопастей тангенциально установленных реактивных сопел. В фюзеляже вертолётa установлен компрессор (генератора сжатого воздуха или генератор сжатого газа). Воздух (газ) подаётся через втулку и лопасти винта к реактивным соплам на концах лопастей.

К сожалению, реактивный привод имеет основной недостаток, это низкий КПД, из-за которого данное направление в настоящий момент считается неперспективным и дальнейшего развития не получило.

Предлагается повысить КПД реактивного привода с помощью прецессирующего эффекта закрученного течения, который опубликован здесь: [Прецессионный эффект закрученного течения](#).

Прецессионный эффект закрученного течения - явление, при котором осевая составляющая распространения закрученного течения из сопла меняет своё направление в пространстве за счёт специальной сопловой лопатки, см. рис. № 9.1. Сопло в этом случае остаётся неподвижным.

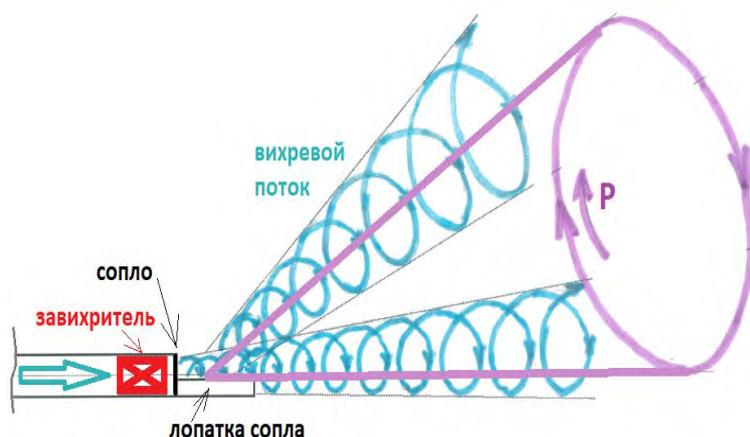


Рис. № 9.1 Прецессия вихревого потока.

Визуализация прецессии закрученного течения заявлена на рис. № 9.2



Рис. № 9.2. Прецессия закрученного течения

Предлагается объединить компрессорный привод лопастей вертолётá с эффектом прецессии вихревого потока. В этом случае изменяется вектор тяги с радиального на радиально-тангенциальное направление.

Для подтверждения заявленного был изготовлен стенд, см. рис. № 9.3.



Рис. № 9.3. Стенд изучения вихревых течений.

Стенд представляет собой стальную свободно вращающуюся по центру алюминиевую штангу длиной 2 метра. В качестве штанги использовалась алюминиевая труба диаметром 45 мм. С каждой стороны штанги (трубы), внутри, перед выходом (соплами) установлены статические завихрители. Сопла на половине диаметра продолжают сопловыми лопатками, согласно рис. № 9.4.



Рис. № 9.4. Сопловая лопатка.

Воздушный поток подаётся от воздушного компрессора. В эксперименте диммером (регулятором мощности) регулировался расход воздуха от компрессора. Менялся угол встроенных двух завихрителей и геометрические размеры лопатки. В ходе эксперимента проводилось окрашивание воздушных вихревых потоков для целей визуализации различных эффектов.

## РЕЗУЛЬТАТЫ

1. Некоторые результаты ОКР опубликованы на Ю-туб канале:
  - <https://www.youtube.com/watch?v=HbOLNKhV9C8&t=24s>
  - <https://www.youtube.com/watch?v=W-8C9E8ys-M&t=43s>
2. Сопловая лопатка меняет угол течения закрученного потока, которое приводит к формированию не скомпенсированной тангенциальной силы тяги. Эта сила приводит во вращательное движение штангу стенда.
3. Изменение геометрических размеров и место установки сопловой лопатки на выходе сопла - меняет угол и скорость прецессии, а также влияет на угол расходимости прецессирующего закрученного течения.

## 10. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА ВЕРТОЛЁТА НА БАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ

Изготовлена на базе двигателя от СУБАРУ ИМПРЕЗП EJ-152. Мощность 105 л/с.

Особенность силовой установки заключается в том, что в качестве главного редуктора и за его основу - была взята механическая коробка переключения передач от СУБАРУ ИМПРЕЗА.

Коробка передач через промежуточный крепёжный фланец была повернута на 90 градусов относительно своего обычного положения. Тем самым осуществлялся непосредственный привод лопастей вертолётной системы от выходного вала так называемой переделанной коробки передач.



Рис. № 10.1. Силовая установка.

## 10.1. ГЛАВНЫЙ РЕДУКТОР СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

За основу взят МКПП от СУБАРУ ИМПРЕЗА. Коробка передач через промежуточный крепёжный фланец с поворотом на 90 градусов относительно своего обычного положения крепится к двигателю. Тем самым осуществляется непосредственный привод лопастей вертолётá от выходного вала так называемой переделанной коробки передач.

В коробке передач была оставлена одна передача, остальные были выброшены. На промежуточный вал установлены две обгонные муфты. На выходе был удалён дифференциал. Вместо него изготовлен выходной вал со шлицами и фланцем болтового крепления конической шестерни.

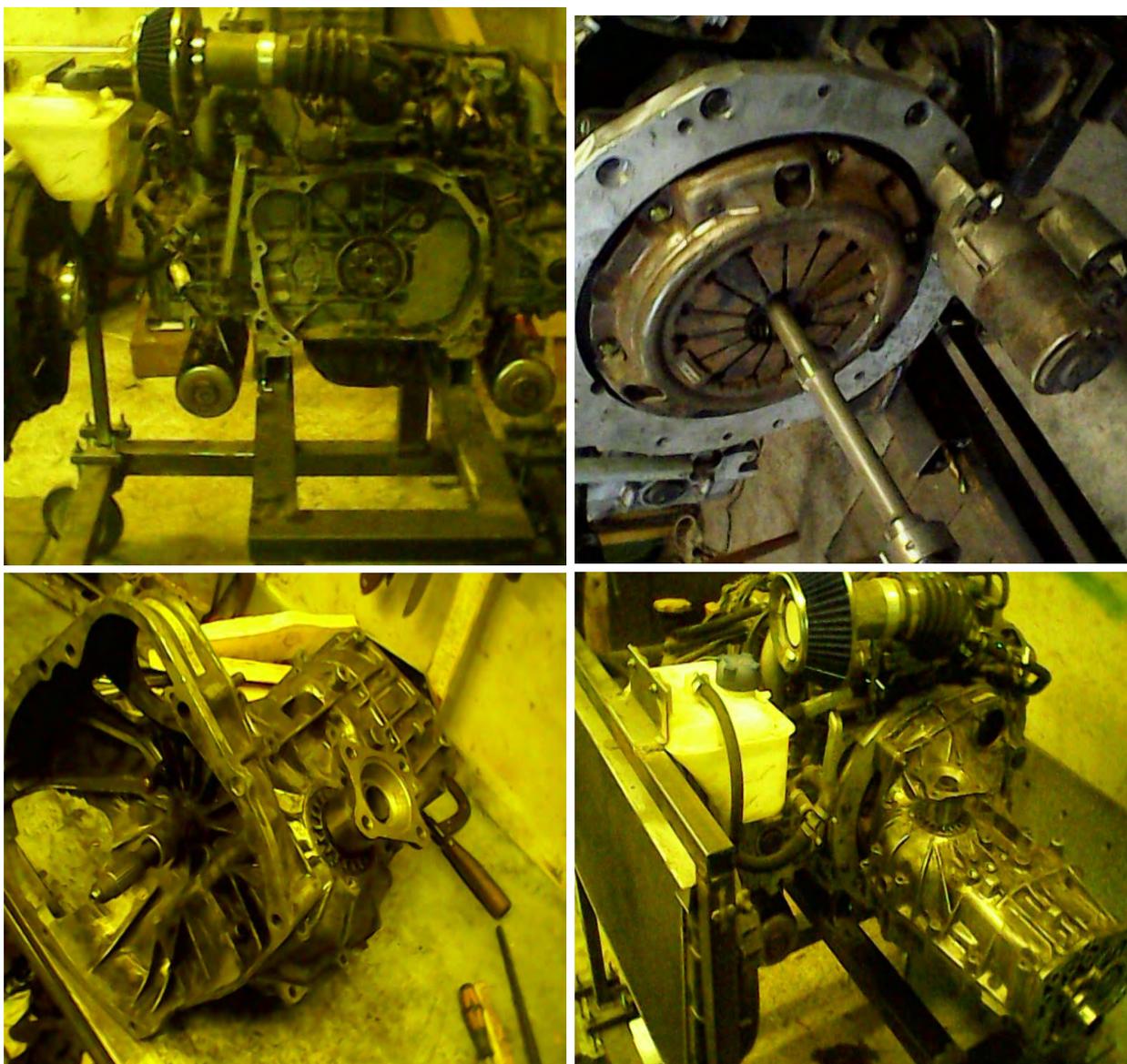


Рис. № 10.1.1 Главный редуктор. Внешний вид, крепление к двигателю.

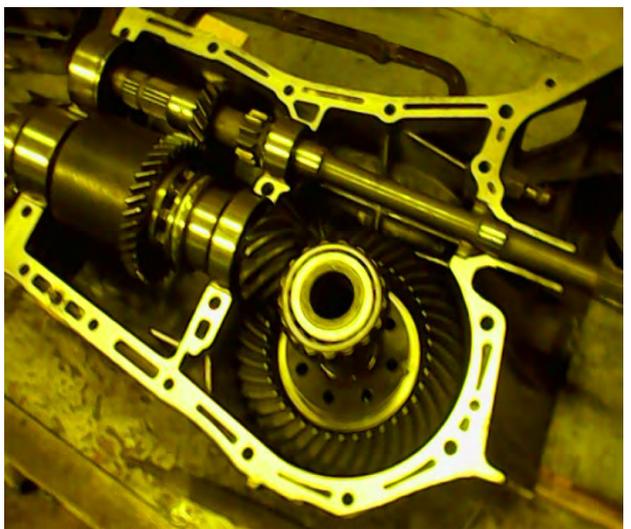
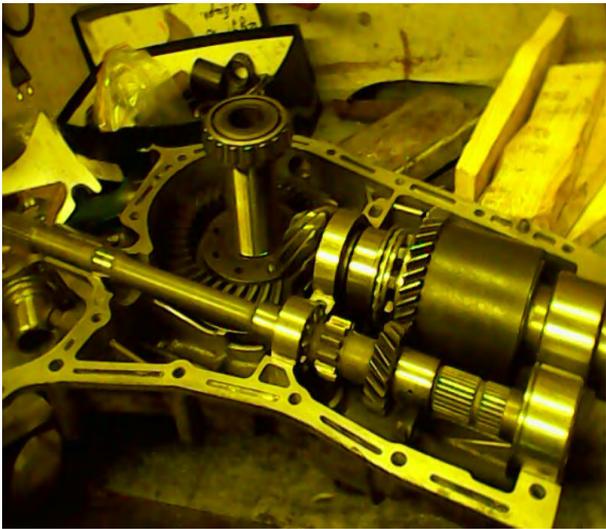


Рис. № 10.1.2. Входной вал, промежуточный вал с обоймой обгонных муфт и выходной вал с большой конической шестернёй.



Рис. № 10.1.3. Выходной вал с большой конической шестернёй



Рис. № 10.1.4. Выходной вертикальный вал редуктора.



Рис. № 10.1.5. Промежуточный вал с обоймой обгонных муфт

## 10.2. ТОПЛИВНЫЙ БАК НА 40 ЛИТРОВ ПОД ПОГРУЖНОЙ НАСОС СУБАРУ ИМПРЕЗА

Собственная конструкция с встроенным бензонасосом от Субару Импреза. Сварен аргонем из алюминиевых листов 2,5 мм толщиной согласно рис. № 10.2.1 и 10.2.2.

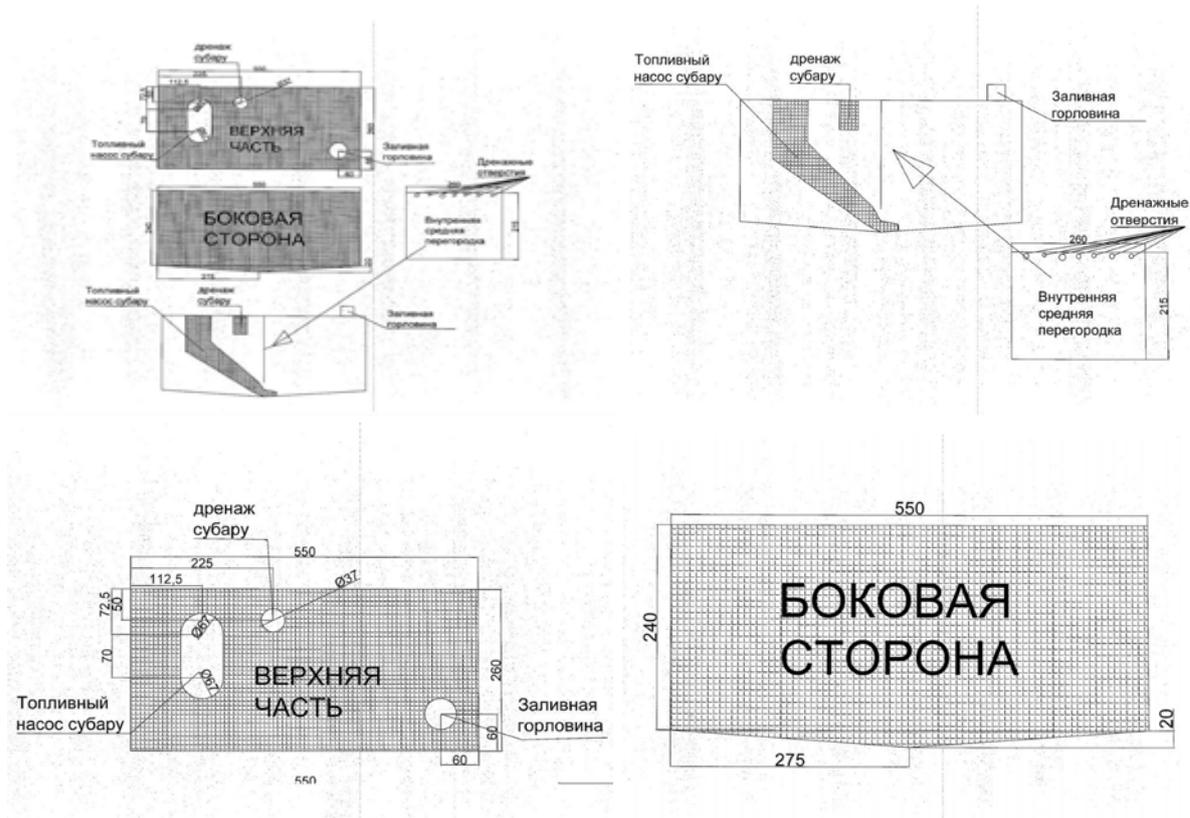


Рис. № 10.2.1. Эскиз топливного бака с бензонасосом



Рис. № 10.2.2. Топливный бак с фланцем установки топливного насоса.



Рис. № 10.2.3. Топливный бак в сборе с топливным насосом

### 10.3. ГЛУШИТЕЛИ ПО ВИХРЕВОЙ СХЕМЕ С ВСТРОЕННЫМ РЕЗОНАТОРОМ.

Глушитель изготовлен по вихревой резонаторной схеме с тангенциальным подводом отработанного газа из двигателя. Внутри глушителя по всей его длине установлен мелкоячеистый цилиндр (резонатор) с технологическими отверстиями диаметром по 3 мм в шахматном порядке по всей его поверхности. Выход резонатора связан с выходным каналом из глушителя.

Бочка глушителя изготовлена из нержавеющей стали толщиной 0,8 мм.

Фланцы соединительные изготовлены из нержавеющей стали толщиной 5 мм., согласно рис. № 10.3.1

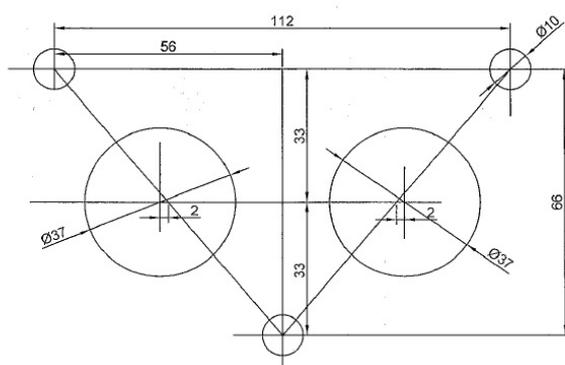


Рис. № 10.3.1 . Соединительный фланец

Патрубки подводные/отводные – стандартные из нержавейки. Внутренний резонатор – труба с отверстиями в шахматном порядке.



Рис. № 10.3.2. Вихревые глушители в сборе

## 11. ДВУХКОНТУРНАЯ ТУРБОРЕАКТИВНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА ВЕРТОЛЁТА

Концептуально реактивная силовая установка для сверхлёгкого вертолётa представляет собой двухконтурный турбореактивный двигатель.

Первый контур состоит из двух одинаковых одноконтурных реактивных двигателя ХА-1, которые работают истекающими газовыми потоками на одну общую турбину второго контура.

Внешний вид реактивной силовой установки представлен на рис. № 11.1.

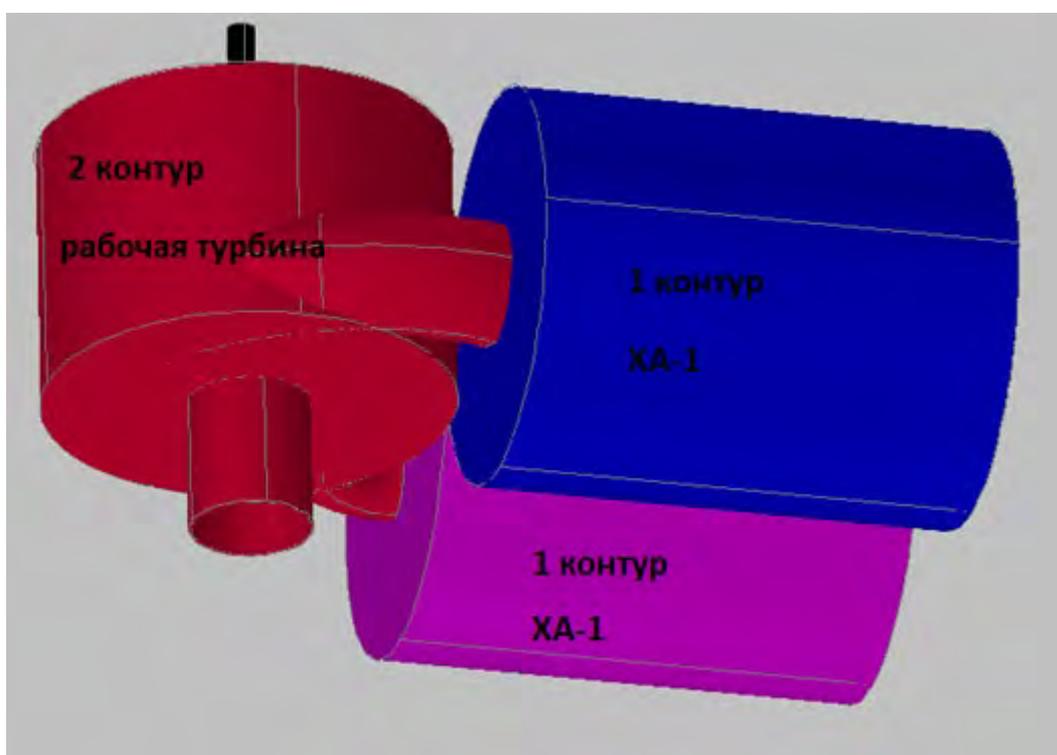


Рис. № 11.1. Схема двухконтурной турбореактивной силовой установки.

## 12. ПЕРВЫЙ КОНТУР ТУРБОРЕАКТИВНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ХА-1 ДЛЯ СВЕРХЛЁГКОГО ВЕРТОЛЁТА ХА-2 И ХА-3

Изготовлен на базе турбокомпрессора от трактора ТКР 11 238НБ устанавливается на двигатели ЯМЗ-238НД2/Л.Н, трактора К-700А, автомобили КрАЗ-260 и тягачи КрАЗ.

### Технические характеристики турбокомпрессора:

ТКР 11 238НБ .

- Подача воздуха  $0,185 \pm 0,013$ .
- Степень повышения давления, не менее 1,58.
- Адиабатический КПД компрессора, не менее 0,62.
- Величина виброускорения,  $m/s^2$ , не более 28.
- КПД, не менее 0,65.
- Температура газа при входе в турбину, К ( $^{\circ}C$ )  $923 \pm 10$  ( $650 \pm 25$ ).
- Частота вращения вала ротора, с-1 (об/мин)  $1000+7$  ( $6000+600$ ).
- Разрежение на входе в компрессор, кПа (мм. вод. ст), не более 2,97 (300).
- Давление газа при входе в турбину, кПа (кгс/см<sup>2</sup>), не более 56 (0,57).
- Габаритные размеры, мм 400x265x325.
- Масса, кг, не более 29,5.



Рис. № 12.1 Турбокомпрессор от трактора К-700 № ТКР 11 238НБ



Рис. № 12.2. Внешний вид газотурбинного двигателя в сборе

## 12.1. СИСТЕМА СМАЗКИ

Функциональная схема системы смазки представлена ниже.

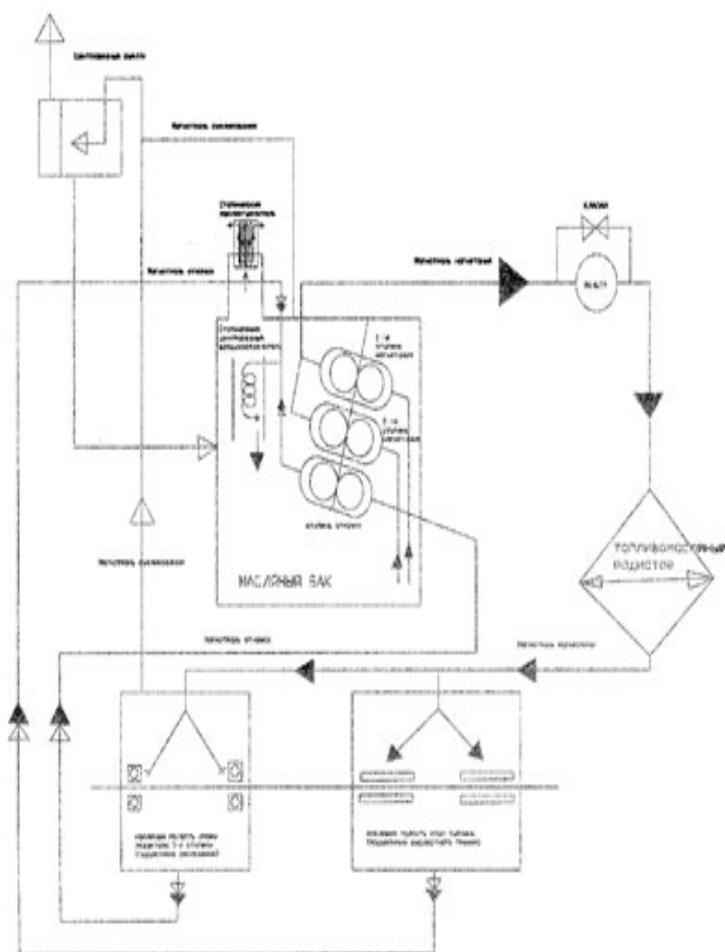


Рис. № 12.1.1. Схема смазки.

Система смазки предназначена для подачи под давлением к трущимся элементам двигателя смазки и охлаждения смазки топливом в топливомасляном радиаторе.

Сердцем системы смазки выступил самодельный шестерёнчатый насос, изготовленный на базе шестерёнок от масляного насоса мотоцикла УРАЛ, а лёгкими – топливомасляный радиатор специального конструктивного исполнения.

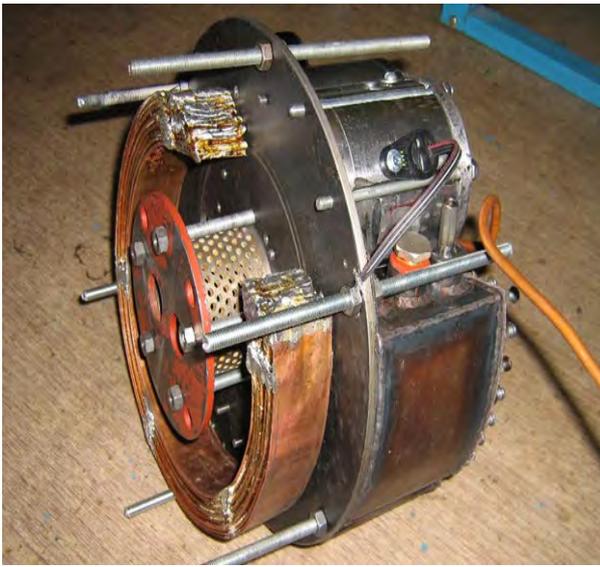


Рис. № 12.1.2. Система смазки в сборе.

## 12.2. МАСЛЯНЫЙ ТРЁХСЕКЦИОННЫЙ НАСОС

Масляный насос представляет собой многосекционный масляный насос, за основу которого взяты шестерни от масляного насоса мотоцикла УРАЛ.

Все ведущие и ведомые шестерни насоса посажены на два вала – приводной и не приводной. Все секции насоса – распараллелены. При выходе из строя одной секции насос будет продолжать работать, только давление масла немного уменьшится.

Технология изготовления масляного насоса опубликована здесь:



Рис. № 12.2.1 Пакетная сборка трёх комплектов масляного насоса мотоцикла УРАЛ.



Рис. № 12.2.2. Внешний вит масляного трёх секционного насоса

### 12.3 МАСЛО БАК

Сварен из листовой стали 1,5 мм толщиной по форме полусегмента.

Внутри масляного бака установлен многосекционный масляный насос.

Объём масла в баке с учётом объёма установленного масляного насоса составляет 1 литр.

Технология изготовления масляного бака опубликована здесь:

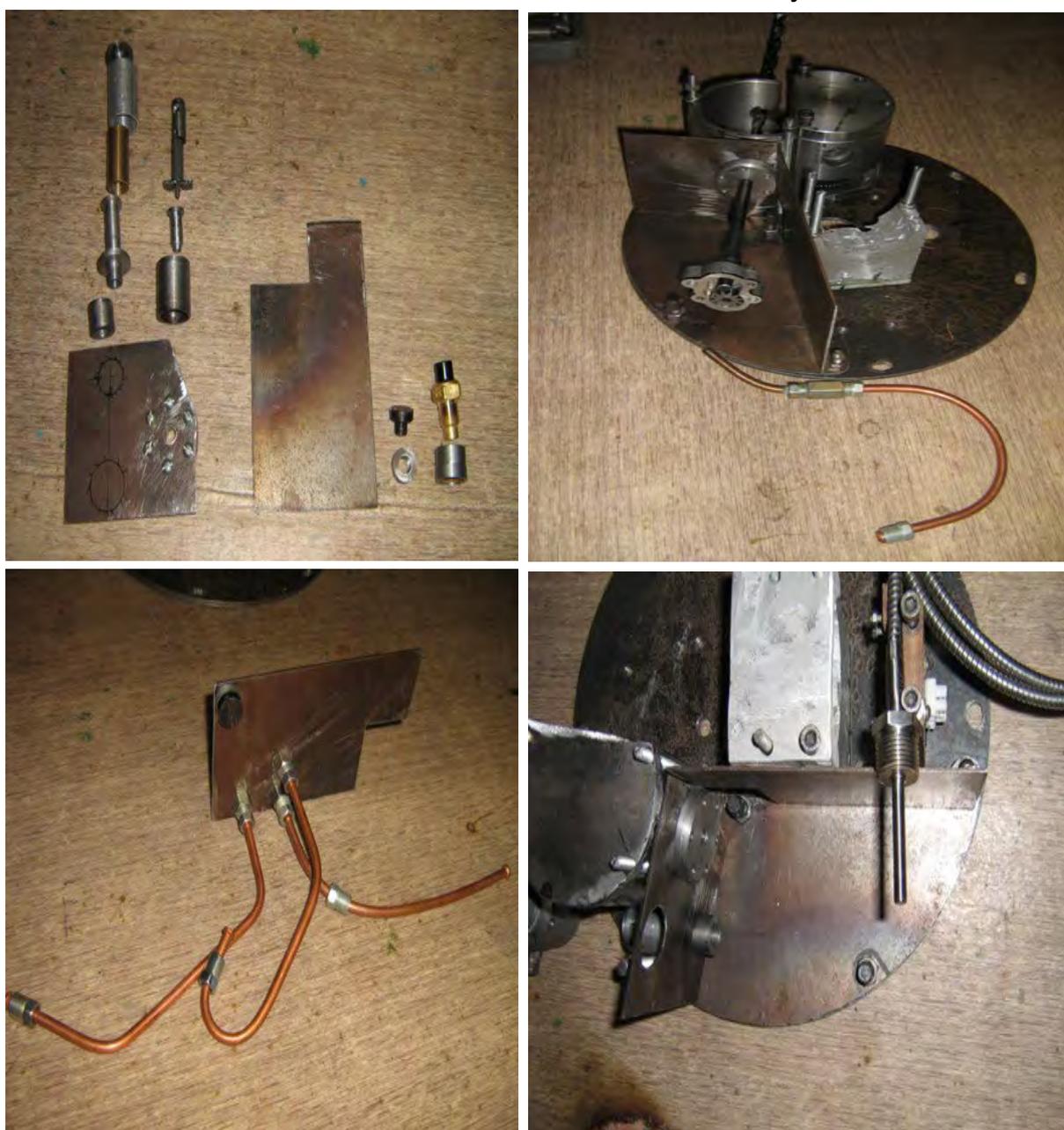


Рис. № 12.3.1. Заготовки маслобака.



Рис. № 12.3.2. Сборка маслобака.

## 12.4 МАСЛЯНЫЙ СУФЛЁР

Масляный суфлёр предназначена для сообщения масляных полостей маслобака с атмосферой, обеспечения работы системы смазки турбореактивного двигателя.

Представляет собой трубчатый лабиринтный латунный "стакан" для отвода воздуха из бака и возврат в бак частиц масла

Технология изготовления масляного суфлёра опубликована [здесь](#):



Рис. № 12.4.1. Масляный суфлёр.

## 12.5 ТОПЛИВОМАСЛЯНЫЙ РАДИАТОР

Турбореактивный двигатель имеет достаточно высокий расход топлива, поэтому топливо используется для охлаждения масла как охлаждающее вещество.

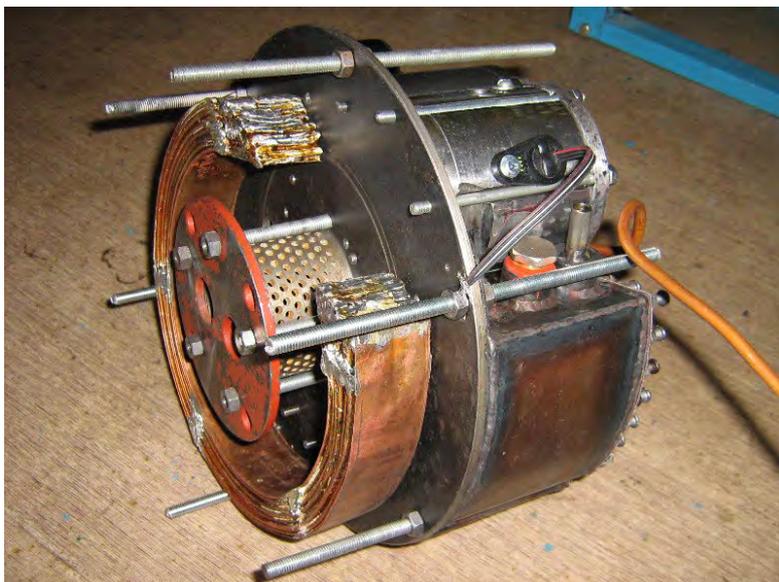


Рис. № 12.5.1. Топливомасляный радиатор

В конструктивном плане топливомасляный радиатор изготовлен из листа меди толщиной 1 мм. Согнут гармошкой с последующей прокаткой в кольцо.

Расчётные данные радиатора приведены на рис. № 12.5.2

| Расход масла 300 литров/час<br>(ежесекундно объём куба с стороной 43.6 мм)<br>Температура для расчёта - 90 градусов   |                                       |                                       |                                |                               |  |
|---|---------------------------------------|---------------------------------------|--------------------------------|-------------------------------|--|
| Расход керосина 14 литров/час (ежесекундно объём куба с<br>стороной 15,6 мм)<br>Температура для расчёта - 20 градусов |                                       |                                       |                                |                               |  |
| ПЛОЩАДЬ СОПРИКОСНОВЕНИЯ 0,798 м <sup>2</sup><br>длина дуги 598 мм,<br>общая длина гофра 1335 мм                       |                                       |                                       |                                |                               |  |
| №   | Количество передаваемой теплоты (ват) | Кoeffициент теплопроводности, ват/м*к | Начальная температура, градусы | Конечная температура, градусы | Площадь теплообменника, м <sup>2</sup> |
| 1   | 5577                                  | 384                                   | 90                             | 50                            | 0,36308594                             |
| 2   | 4183                                  | 384                                   | 90                             | 60                            | 0,36310764                             |
| 3   | 2788                                  | 384                                   | 90                             | 70                            | 0,36302083                             |
| Удельная Теплоёмкость керосина  | Ск                                    | 2,1                                   | кдж/кг*к                       |                               |  |
| Расход керосина   | Gk                                    | 0,0038                                | кг/сек                         |                               |  |
| Удельная Теплоёмкость масла   | Сm                                    | 1,68                                  | кдж/кг*к                       |                               |  |
| Расход масла  | Gm                                    | 0,083                                 | кг/сек                         |                               |  |
| коэф теплопроводности меди  | K                                     | 384                                   | вт/м*к                         |                               |  |

Рис. № 12.5.2. Расчётные данные радиатора  
Технология изготовления топливомасляного радиатора следующая:



Рис. № 12.5.3. Лист меди размечен и разрезан в размер.

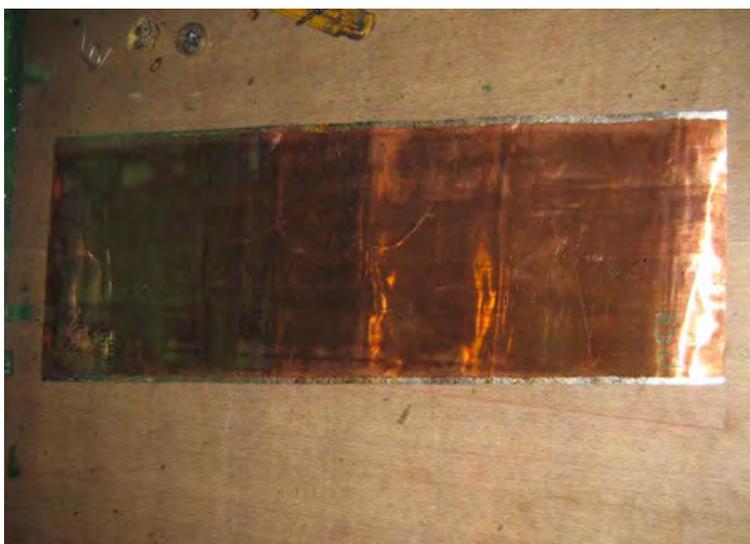


Рис. № 12.5.4 Края листа залужены для последующей пайки.

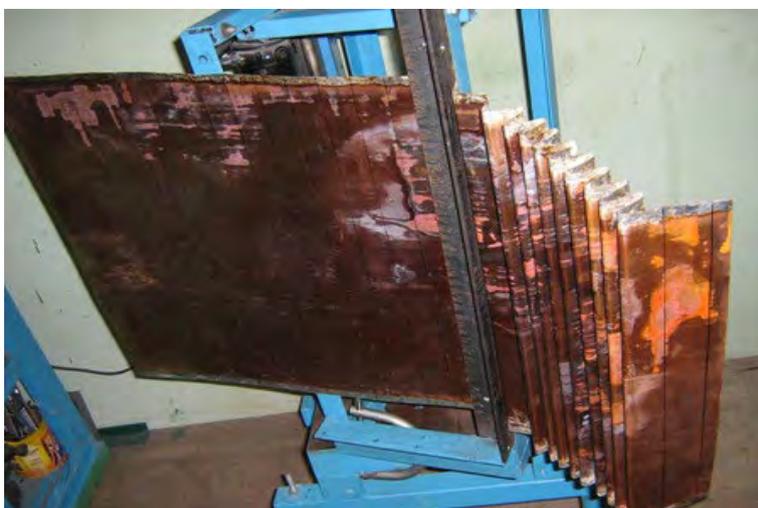


Рис. № 12.5.5. Стапель для гибки медного листа.

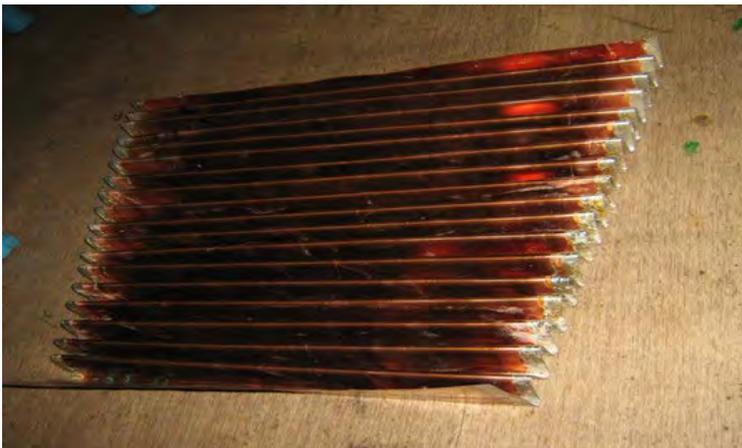


Рис. № 12.5.6. Гиб в гармошку.

Между гармошками проложена стальная лента толщиной согласно расчётным требованиям по проходным сечениям готового теплообменника, см. рис. № 11.5.7.



Рис. № 12.5.7. Прокладки из стальной ленты.

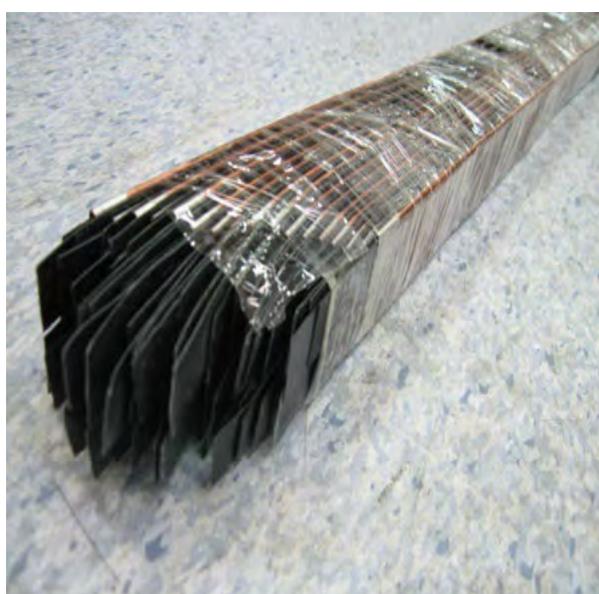


Рис. № 12.5.8 Стяжка гармошки до образования пакета.



Рис. № 12.5.9. Готовый пакет прокатан в кольцо на вальцегибочном станке.



Рис. № 12.5.10. Удаление прокладочной стальной ленты.



Рис. № 12.5.11. Заключительный этап – пайка радиатора.

## 12.6. ТОПЛИВНЫЙ КОЛЛЕКТОР

Подача топлива в камеру сгорания осуществляется топливным коллектором через 11 форсунок. Топливо подводится к каждой форсунке через спиральную скрутку медной трубки диаметром 5 мм для компенсации температурных расширений с установленной распылительной иглой на конце.

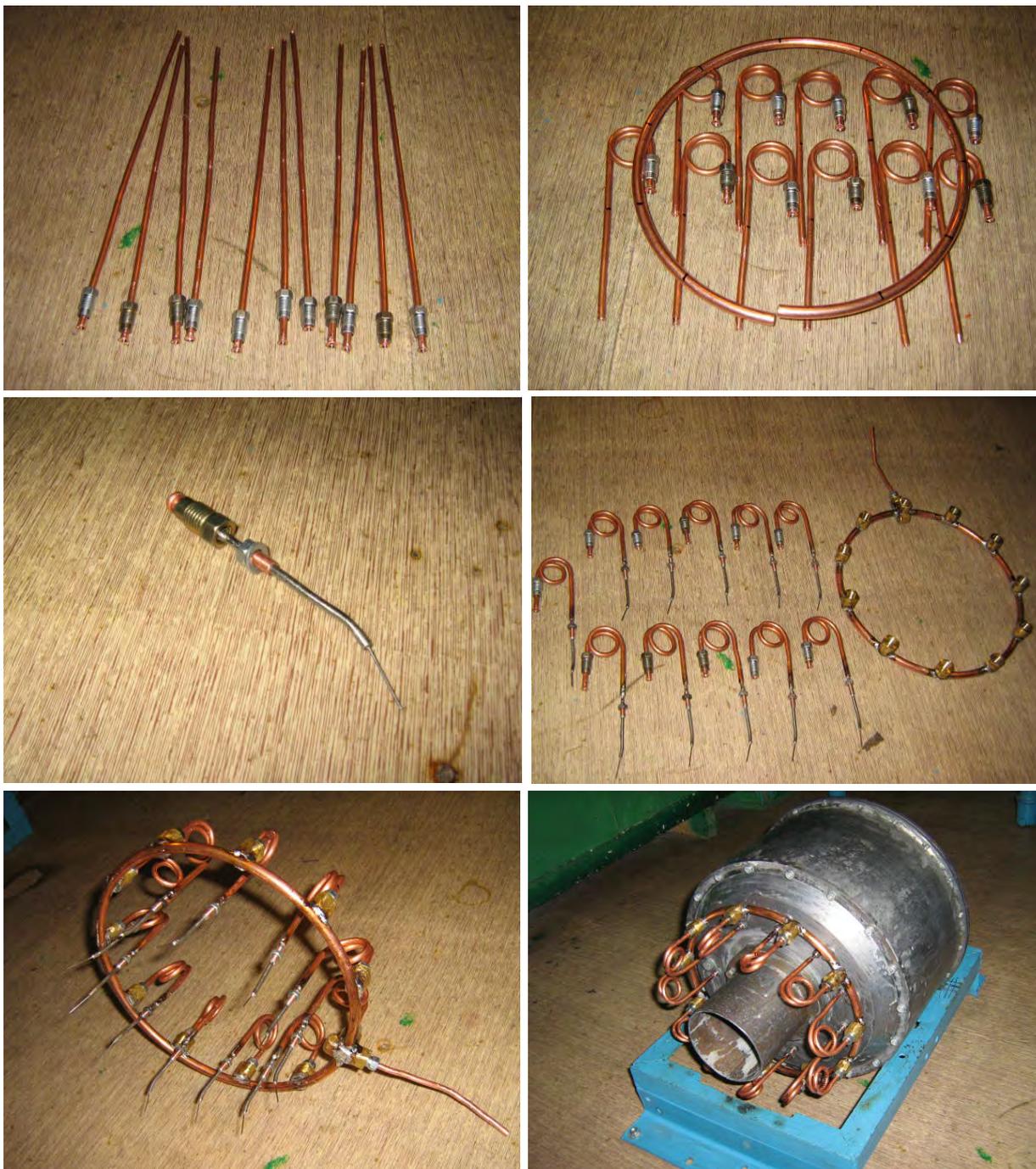


Рис. № 12.6.1. Топливный коллектор с 11-ю распылительными форсунками

## 12.7 СИСТЕМА ЗАПУСКА

Система старта представляет собой самодельный редуктор с обгонной муфтой на главном валу двигателя и установленным на постоянной основе асинхронным электродвигателем 1000 ват от электродрели.

В конструктивном плане система представлена следующим образом:

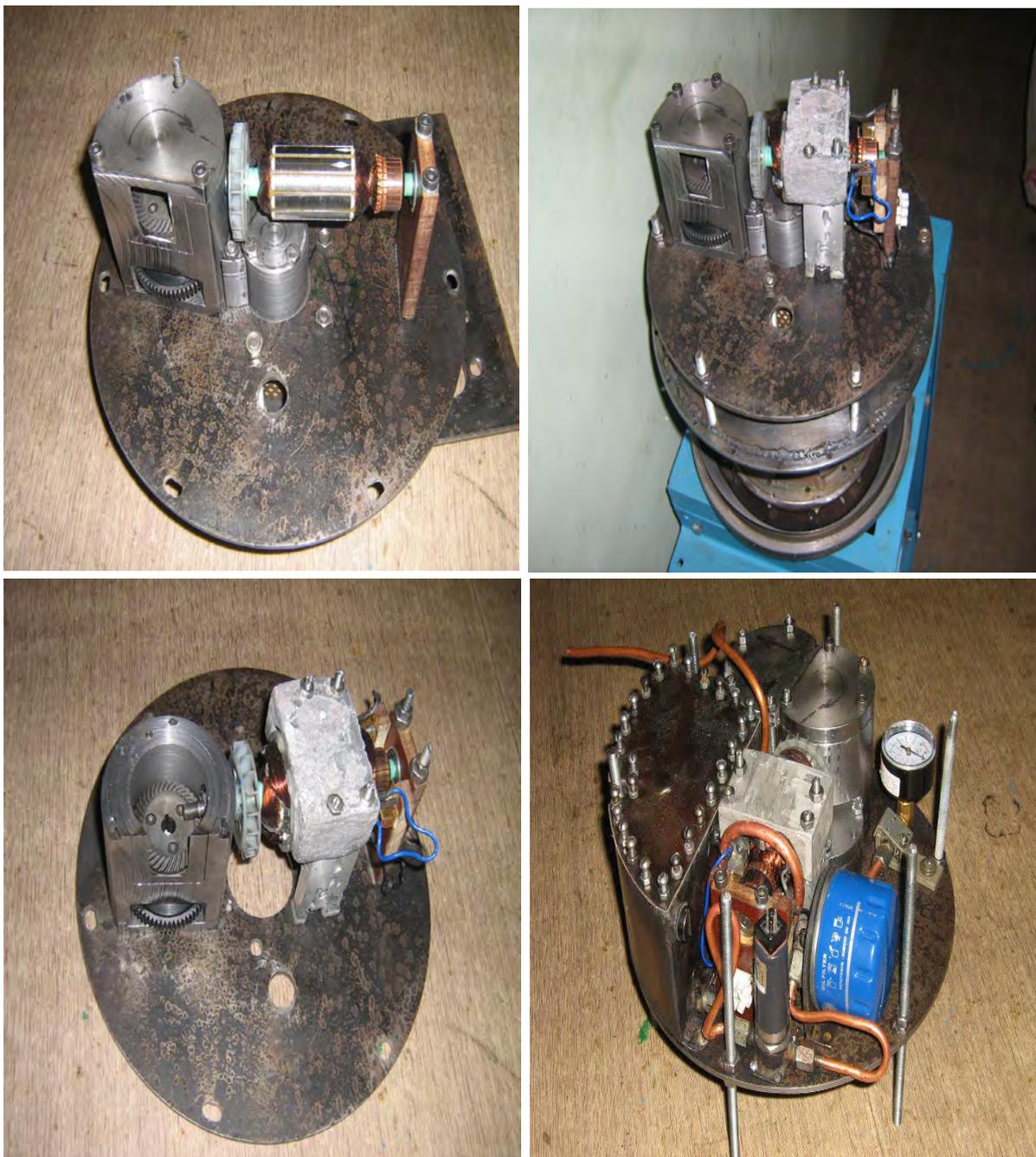


Рис. № 12.7.1. Электрический стартер газотурбинного двигателя с повышающим редуктором и обгонной муфтой.

## 12.8. КОРПУС

Кожух турбореактивного двигателя изготовлен цилиндрическим с фланцевым креплением из стального листа толщиной 1,5 мм с паронитовыми прокладками.



Рис. № 12.8. Корпус турбореактивного двигателя.

## 12.9. ВЫХОДНОЙ РАДИАЛЬНЫЙ НАПРАВЛЯЮЩИЙ АППАРАТ

В конструктивном плане представляет собой решётку из спрофилированных лопаток перед рабочим колесом турбины.

Внешний мод представлен следующим образом

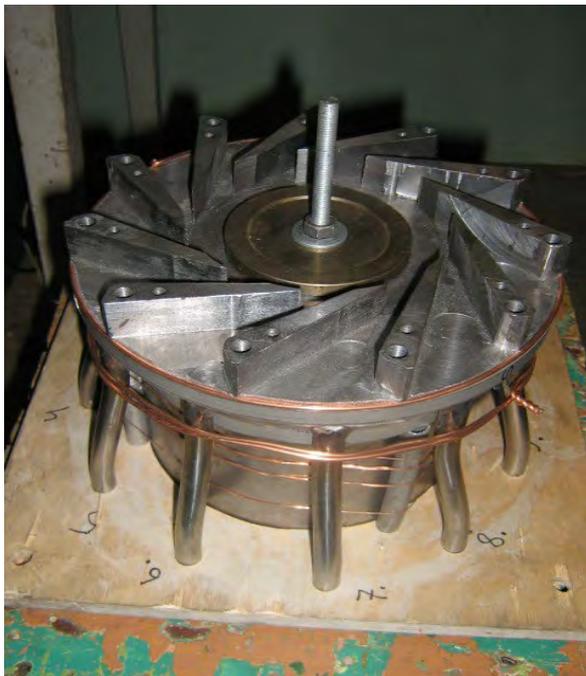


Рис. № 12.9.1. Выходной радиальный направляющий аппарат

## 12.10. РЕДУКТОР

Редуктор турбореактивного двигателя является частью системы запуска двигателя от встроенного электродвигателя мощностью 900 вт. Предназначен для раскрутки ротора турбины до оборотов, на которых возможна самостоятельная работа двигателя. Ротор турбины оснащён обгонной муфтой для автоматического отключения редуктора стартера при начале самостоятельной работы двигателя.

Рабочие обороты ротора турбины 44000 об/мин. Расчётные обороты ротора турбины для запуска – 15000 об/мин. Редукция – 17,18. Скорость вращения стартера рабочая – 873 об/мин.

Редуктор турбореактивного двигателя изготовлен четырёхступенчатым с прямыми зубчатыми колёсами.

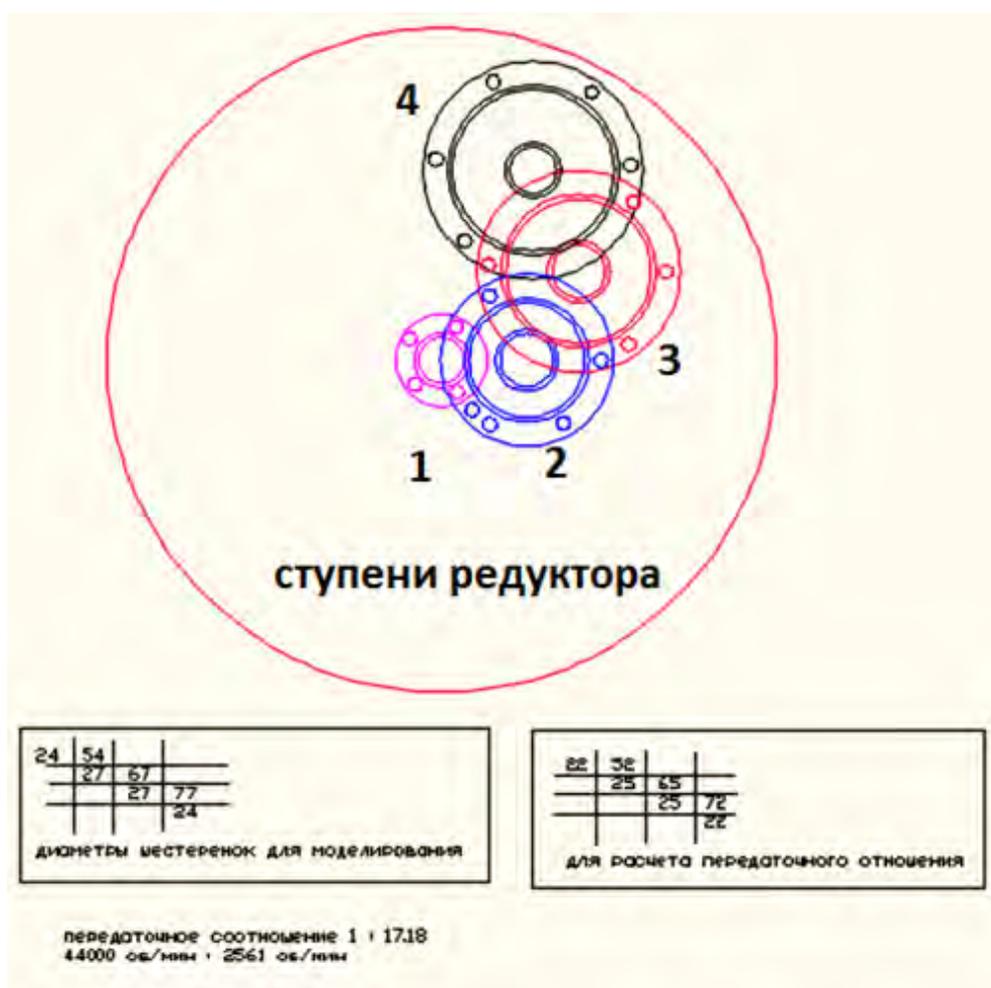


Рис. № 12.10.1. Расчёт ступеней редуктора.

Технология изготовления редуктора опубликована на рис. № 12.10.2 и 12.10.3

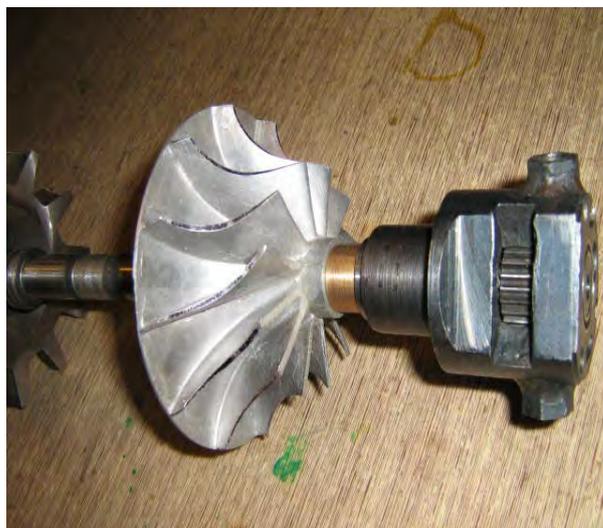


Рис. № 12.10.2. Части редуктора.



Рис. № 12.10.3. Части редуктора.

## 12.11. КАМЕРА СГОРАНИЯ

Камера сгорания авиационного газотурбинного двигателя — это своего рода его сердце.

Основное назначение камеры сгорания — преобразование химической энергии топлива в тепловую энергию, в результате чего температура воздуха в камере сгорания возрастает от температуры воздуха за компрессором до температуры газов перед турбиной.

Камера сгорания построена по классической схеме кольцевых камер сгорания реактивных двигателей.



Рис. № 12.11.1. Части камеры сгорания



Рис. № 12.11.2. Камера сгорания в сборе.

## 12.12 ПРОГРАММА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Разработчик: Хаустова Ирина Владимировна.

Позволяет выводить на экран компьютера в реальном масштабе времени информацию с цифровых и аналоговых датчиков двигателя (частота вращения, температуры, давления), с одновременной записью информации в электронной таблице.

Программное обеспечение:

1. на DELPHI с подпрограммой на ASSEMBLER,
2. драйвер снятия защиты WINDOWS с LPT – PortTalk

В WINDOWS 7 прямое программирование порта LPT невозможно, поэтому необходимо использовать драйвер, основная функция которого – снять защиту с порта LPT. Для этого необходимо следующее:

- a. Скачиваем с любого сайта бесплатно распространяемую программу PortTalk
- b. Копируем в каталог программы измерительного комплекса файлы драйвера – porttalk.sys и allowio.exe

3. Создаём новый текстовый файл - \*.txt и записываем в него следующие команды:

```
@echo off
```

```
Allowio 0x378 0x379 Project1.exe
```

4. Сохраняем файл в каталоге программы измерительного комплекса под именем start.bat . Это будет запускающая программа измерительного комплекса. Project1.exe в запускающем файле start.bat - имя запускающего файла на DELPHI.

При компиляции программы на DELPHI не запускайте программу непосредственно через \*.exe файл (например Project1.exe). DELPHI выдаст ошибку и это правильно, т.к защита с порта LPT не снята,

поэтому измерительный комплекс нужно запускать только через START.BAT

5. Текст программы: (кидаем на форму 2-е кнопки, 2 окна ввода информации, таймер и метки)

```
unit Unit1;
interface
uses
  Windows, Messages, SysUtils, Variants, Classes, Graphics, Controls,
  Forms,
  Dialogs, StdCtrls, ExtCtrls, comobj;
type
  TForm1 = class(TForm)
    Button1: TButton;
    Edit1: TEdit;
    Timer1: TTimer;
    Button2: TButton;
    Edit2: TEdit;
    Label1: TLabel;
    Label2: TLabel;
    procedure Timer1Timer(Sender: TObject);
    procedure Button1Click(Sender: TObject);
    procedure Button2Click(Sender: TObject);
    procedure FormCreate(Sender: TObject);
    procedure FormDestroy(Sender: TObject);
  private
    { Private declarations }
  public
    { Public declarations }
  end;
type
  TThread1 = class(TThread)
  public
    procedure Execute; override;
  end;
var
```

```

Form1: TForm1;
binResult: Word;
total: Real;
  Thread1: TThread1;
  Done: Byte;
cnt: Integer;
freq: Real;
Stop: Word;
XLApp: OleVariant;
i1:Integer;
implementation
{$R *.dfm}
procedure TThread1.Execute;
begin
sleep(1000);
Done:=1;
end;
procedure TForm1.Timer1Timer(Sender: TObject);
const
DATA = #$378;
STATUS = #$379;
begin
cnt:=0;
Done:=0;
asm
push EBX
mov DX, DATA
xor AX, AX
btr AX, 6
out DX, AL
mov BX, 8
@next:
xor AX, AX
mov DX, DATA
btr AX, 5
out DX, AL
bts AX, 5

```

```

out DX, AL
mov DX, STATUS
in AL, DX
bt AX, 6
rcl CX, 1
dec BX
jnz @next
mov DX, DATA
bts AX, 6
out DX, AL
pop EBX
and CX, 00FFh
mov word ptr binResult, CX
end;
total:=binResult*5/256;
Edit1.Text:= FloatToStr(total);
XLApp.ActiveSheet.cells.item[i1,1].value:=total;
Inc(i1);
Thread1:= TThread1.Create(False);
asm
clc
mov DX, 379h
@wait_1:
in AL, DX
bt AX, 7
jnc @wait_1
//
@wait_0:
in AL, DX
bt AX, 7
jc @wait_0
inc dword ptr cnt
cmp byte ptr Done, 1
jne @wait_1
end;
Thread1.Terminate();
freq:= cnt / 1000;

```

```

Edit2.Text:= FloatToStr(freq);
XLApp.ActiveSheet.cells.item[i1,2].value:=freq;
Inc(i1);
end;
procedure TForm1.Button1Click(Sender: TObject);
begin
  Button1.Enabled:= false;
  Button2.Enabled:= true;
  timer1.Enabled:= true;
end;
procedure TForm1.Button2Click(Sender: TObject);
begin
  Button1.Enabled:= true;
  Button2.Enabled:= false;
  timer1.Enabled:= false;
end;
procedure TForm1.FormCreate(Sender: TObject);
begin
  timer1.Enabled:=false;
  Button1.Enabled:= true;
  Button2.Enabled:= false;
  XLApp:= CreateOleObject('Excel.Application');
  XLApp.Workbooks.Add;
  XLApp.Visible:= True;
  i1:=1;
end;
procedure TForm1.FormDestroy(Sender: TObject);
begin
  if not VarIsEmpty(XLApp) then
  begin
    XLApp.DisplayAlerts:= False; // Discard unsaved files...
    XLApp.Quit;
  end;
end;
end.

```

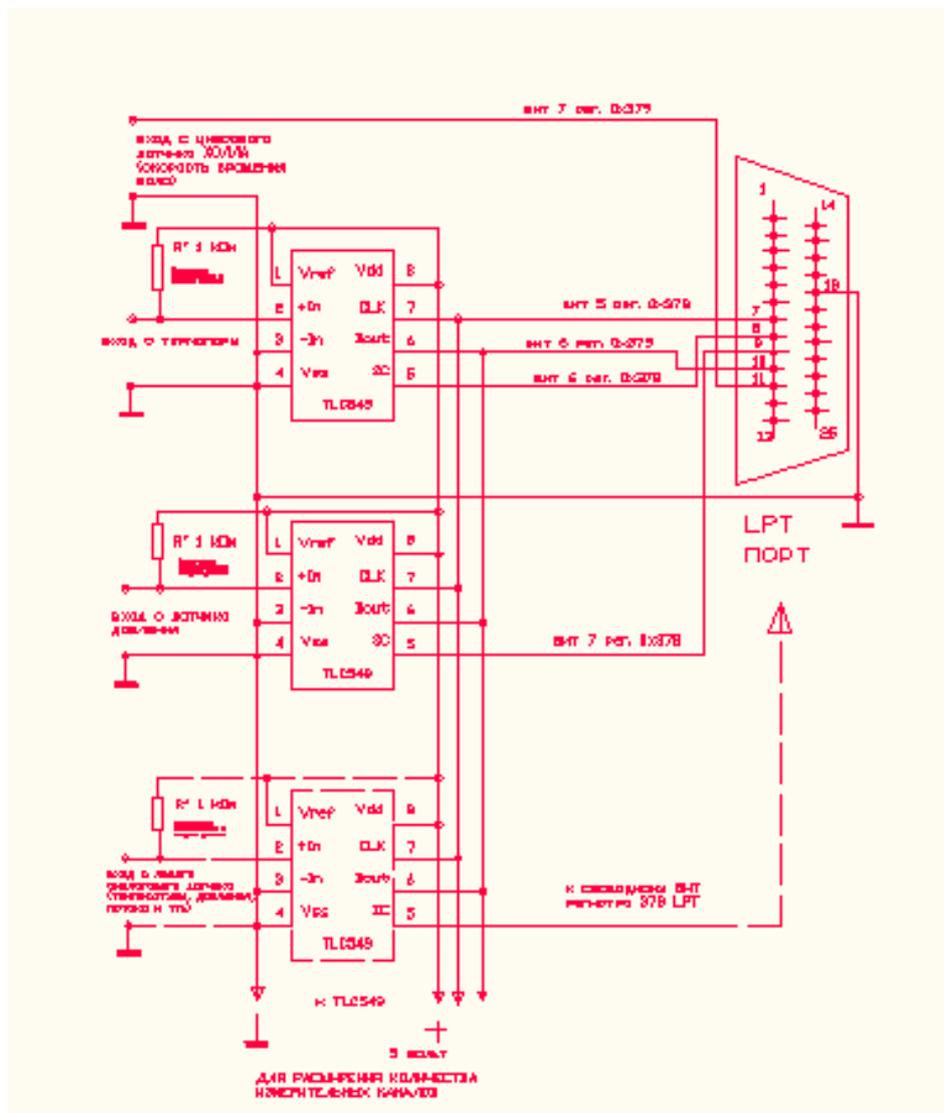


Рис. № 12.12.1. Схема драйвера.

## **12.13. ЧЕРТЕЖИ**

Чертежи заявленного газотурбинного двигателя ХА-1 в формате Автокад 2007 года опубликованы для скачивания здесь:

<https://yadi.sk/d/wG7zx6GRLxUI0A>

### 13. ПРИЛОЖЕНИЕ

Добро пожаловать в авторский проект инновационных идей и экспериментов, а также творчество в различных областях науки и техники - ВИХРИ ХАОСА.

vihrihaosa.ru

vihrihaosa.wordpress.com

#### **Проект предлагает:**

- инновационные не патентованные идеи, научно-исследовательские, опытно-конструкторские работы и творчество в различных областях науки и техники.
- инновационные идеи и решения технических задач по заявкам сторонних лиц.
- научно-техническая оценка инновационных идей, решений, проектов сторонних лиц.
- раскрытие ноу-хау, конструкций, моделей и услуг технологического содержания.
- авторские книги в различных областях науки и техники ([ссылка](#)).
- видео отчёты результатов научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ ([ссылка](#)).
- новый формат взаимодействия изобретателей – краудсорсинговая площадка изобретателей ([ссылка](#)).

## 14. ЛИТЕРАТУРА

1. Инновационные идеи и решения для различных областей науки и техники. **Электрическая генерация.**  
Книга 1 из 11. Издание 2020 год.
2. Инновационные идеи и решения для различных областей науки и техники. **Экология.**  
Книга 2 из 11. Издание 2020 год.
3. Инновационные идеи и решения для различных областей науки и техники. **Диагностика, контроль и управление.**  
Книга 3 из 11. Издание 2020 год.
4. Инновационные идеи и решения для различных областей науки и техники. **Металлургия.**  
Книга 4 из 11. Издание 2020 год.
5. Инновационные идеи и решения для различных областей науки и техники. **Двигатели силовые установки и привода.**  
Книга 5 из 11. Издание 2020 год.
6. Инновационные идеи и решения для различных областей науки и техники. **Транспорт.**  
Книга 6 из 11. Издание 2020 год.
7. Инновационные идеи и решения для различных областей науки и техники. **Аэродинамика.**  
Книга 7 из 11. Издание 2020 год.
8. Инновационные идеи и решения для различных областей науки и техники. **Сверхлёгкие самодельные вертолёты.**  
Книга 8 из 11. Издание 2020 год.
9. Инновационные идеи и решения для различных областей науки и техники. **Самодельное оборудование для НИОКР.**  
Книга 9 из 11. Издание 2020 год.
10. Инновационные идеи и решения для различных областей науки и техники. **Смешивание, перемешивание, измельчение.**  
Книга 10 из 11. Издание 2020 год.
11. Инновационные идеи и решения для различных областей науки и техники. **Идеи, эксперименты и технологии прочие.**  
Книга 11 из 11. Издание 2020 год.