

## Определение КПД компрессора турбостартера ТС-21

### 1. Цель работы

1.1 Углубить знания по разделу «Компрессора ТРД»

1.2. Получить экспериментально основные параметры компрессора

2. Содержание работы:

2.1. Изучить методику поведения работы

2.2. Ознакомиться с установкой и контрольно-измерительной аппаратурой

2.3. Провести работу

2.4. Обработать результаты

2.5. Составить отчет

### Процесс сжатия воздуха

Схема ступени показана на рис. 1, где сечение 1—1 соответствует входу в РК, 2—2 — выходу из РК и входу в НА и 3—3 выходу из ступени.

Если расщепить ступень цилиндрической поверхностью, соосной с РК, и развернуть сечение на плоскость, получится плоская решетка *профилей* РК и НА (рис. 2) — ряд одинаковых аэродинамических профилей, расположенных на равных расстояниях друг от друга и под одинаковыми углами к прямой линии, соединяющей сходственные точки профилей, называемой *фронтом решетки*. Решетка профилей НА неподвижна, решетка РК движется с окружной скоростью  $u$ . Совокупность решеток РК и НА образует *элементарную ступень*.

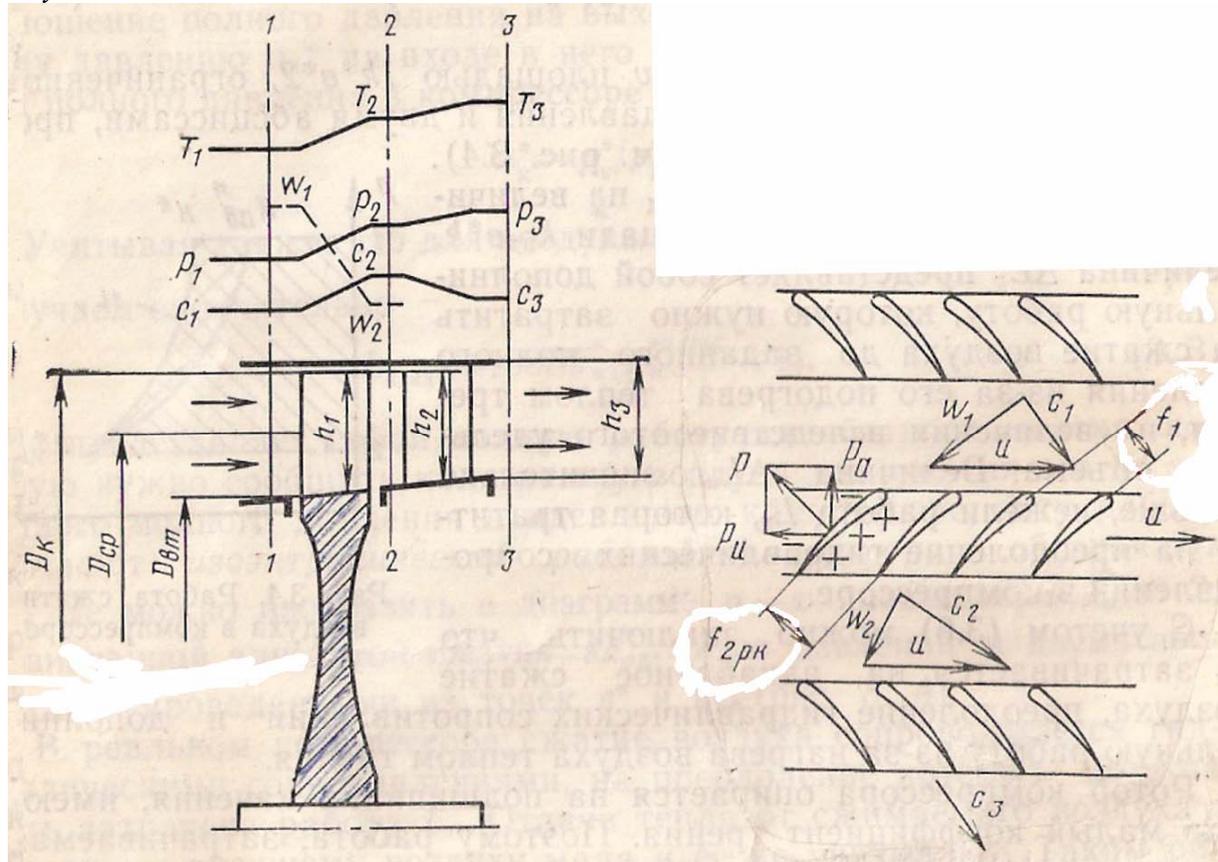


Рис. 1

Схема ступени осевого компрессора в ступени

Воздух поступает в РК со скоростью (абсолютной)  $C_1$  которая в большинстве случаев отклонена от осевого направления в сторону вращения. В относительном движении (относительно стенок каналов РК) воздух поступает с относительной скоростью  $w_1$ , которая находится как сумма  $\vec{w}_1 = \vec{c}_1 + (-\vec{n})$ . Треугольник, составленный из векторов  $\vec{w}_1, \vec{c}_1, \vec{n}$  и в, называется *треугольником скоростей воздуха на входе в РК*

В каналах РК воздух перемещается в двух направлениях: вращается вместе с РК и движется относительно лопаток. Каналы между лопатками РК расширяются, что обеспечивается тем, что угол  $\alpha_1$  выхода потока из канала больше угла  $\alpha_2$  входа потока в канал. Площадь на входе в канал, взятая по нормали к вектору  $w_1$ , пропорциональна отрезку  $f_1 = t \sin \alpha_1$ , а площадь на выходе, нормальная к вектору  $w_2$ , пропорциональна  $f_2 = t \sin \alpha_2$ , где  $t$  — шаг решетки профилей — расстояние между сходственными точками двух соседних профилей. Так как  $f_2 > f_1$ , то относительная скорость воздуха в РК уменьшается ( $w_2 < w_1$ ), а давление воздуха возрастает ( $p_2 > p_1$ ). В то же время за счет передачи внешней энергии воздуху лопатками РК абсолютная скорость его увеличивается:  $c_2 > c_1$ .

Таким образом, в каналах РК давление воздуха повышается за счет уменьшения скорости в относительном движении, а поток разгоняется в абсолютном движении от скорости  $c_1$  до скорости  $c_2$ , с которой воздух поступает в каналы НА. Эта скорость является векторной суммой  $\vec{c}_2 = \vec{w}_2 + \vec{n}$  а треугольник, составленный из этих векторов — *треугольником скоростей на выходе из РК*.

При движении воздуха по каналам НА, расширяющимся в направлении движения воздуха, абсолютная скорость его уменьшается от  $c_2$  до  $c_3$ , примерно равной по величине с что приводит к увеличению давления воздуха в НА:  $p_3 > p_2$ . Входные кромки лопаток НА ориентированы так, чтобы обеспечить плавный, без удара, вход воздуха; выходные кромки расположены таким образом, чтобы вектор  $c_3$  был близок по направлению вектору  $c$ .

Повышение давления воздуха в ступени характеризуется *степенью повышения давления*

$$\pi_{cm} = p_3 / p_1$$

равной отношению полного давления  $p_3^*$  на выходе из ступени к полному давлению  $p_1^*$  на входе в нее;  $\pi_{cm} = 1,15 \dots 1,30$ .

Изменение параметров воздуха в ступени показано на рис. 1.

Течение воздуха, обтекающего лопатки компрессора, характеризуется числом Маха потока

$$M_1 = w_1 / a_1,$$

где  $w_1$  и  $a_1$  — соответственно относительная скорость воздуха и местная скорость звука в потоке

перед РК ( $a_1 = \sqrt{\gamma R T_1}$ ). При  $M_1 = 0,75 \dots 0,85$  ступени называются дозвуковыми.

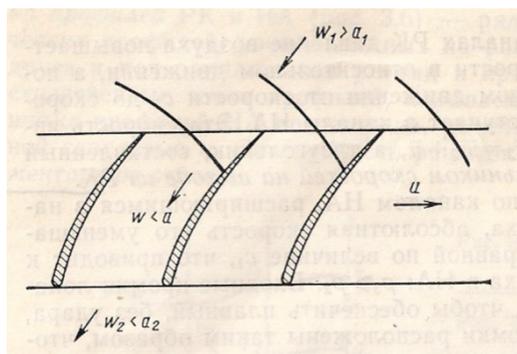
С целью уменьшения габаритных размеров компрессора и его массы желательно увеличение работы ступени  $L_{cm}$ , что возможно путем увеличения окружной скорости  $u$  на входе в РК и закрутки воздуха в нем (увеличения предварительной закрутки против хода). Желательным является также увеличение осевой скорости  $c_{1a}$  на входе в РК, так как позволяет обеспечить потребный расход воздуха  $G_v$  при меньшей площади поперечных сечений проточной части.

Вместе с тем, увеличение  $u$ ,  $c_{1a}$  и предварительной закрутки воздуха против хода приводит к

увеличению относительной скорости воздуха да. на входе в РК (см. рис. 2). При  $w_1$ , близких или больших местной скорости звука, у ступеней с дозвуковыми профилями лопаток сильно возрастают потери и уменьшается КПД.

Существенное повышение производительности и напорности ступени возможно только при переходе к околосзвуковым и сверхзвуковым ступеням. Околосзвуковые ступени рассчитаны на работу с околосзвуковыми скоростями, в диапазоне  $M_1 = 0,85 \dots 1,1$ , а сверхзвуковые — свыше 1,1.

Чтобы такие ступени работали с высоким КПД, их решетки должны иметь сверхзвуковую профилировку — лопатки с острой передней кромкой, плавно уширяющиеся межлопаточные каналы.



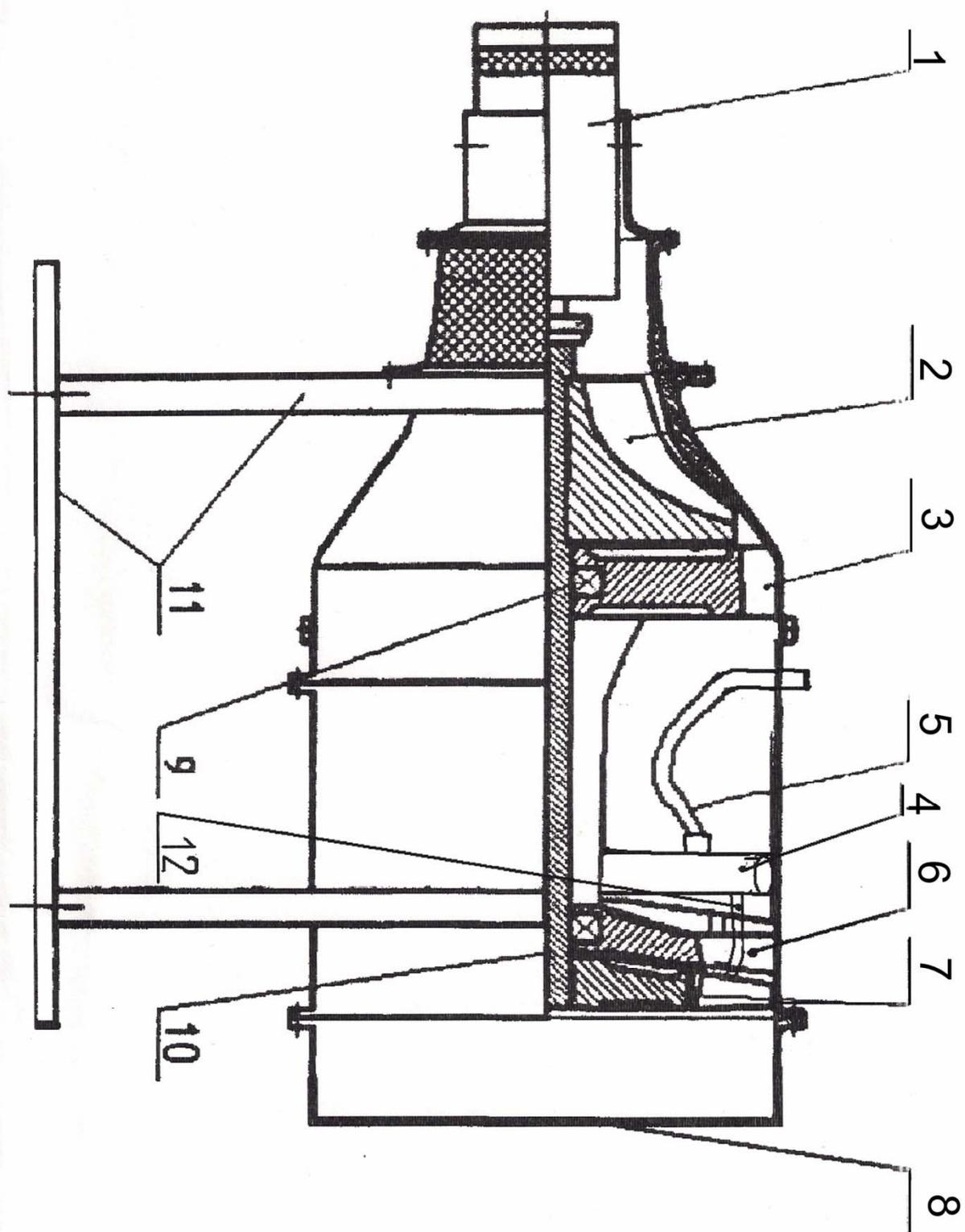
При обтекании таких профилей (рис. 3.7) перед каждым из них образуется косой скачок уплотнения, в котором скорость снижается, оставаясь сверхзвуковой. Двигаясь по каналу между лопатками, поток замедляется и в прямом скачке скорость переходит в дозвуковую. Если прямой скачок располагается вблизи от передней кромки лопатки, то большая часть поверх-

Рис.3 Схема сверхзвуковой

### ступени

обтекается дозвуковым потоком, что уменьшает потери. Наличие систем скачков — косоугольного и прямого — также значительно снижает потери. В результате общие потери в сверхзвуковой ступени относительно малы, степень повышения давления в ступени  $\pi_{ст} = 1,4 \dots 1,8$  при высоком КПД.

# Схема турбостартера ТС-21

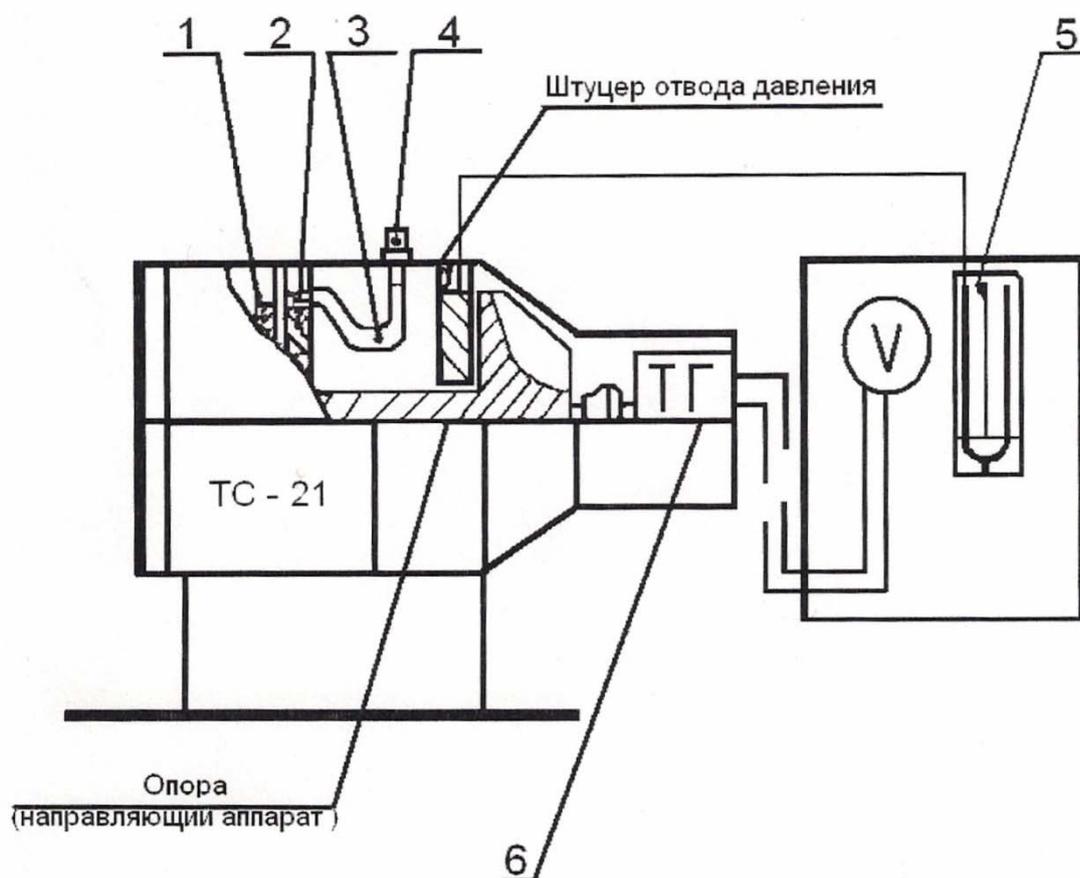


Турбостартер ТС-21 состоит из следующих узлов:

1. Тахогенератор

- 2.Центробежный компрессор
- 3.Направляющий аппарат
- 4.Кольцевой распределитель
- 5.Трубки
- 6.Сопловой аппарат
- 7.Диск рабочего колеса
- 8.Защитная сетка турбины
- 9.Опоры(подшипники)
- 10.Ротор турбостартера
- 11.Станина со стойками
- 12.Косые насадки

### Схема лабораторной установки и принцип её действия



----- измерительные провода.

- 1 - колесо турбины
- 2- косые насадки
- 3 - система трубок
- 4 - распределитель воздуха
- 5 - жидкостный манометр
- 6 – тахогенератор

Принцип работы:

При запуске стационарного компрессора воздух поступает во внешний распределитель воздуха,

где поток делится на три части, далее по системе трубок на кольцевой распределитель и в итоге выходит через косые насадки, приводя во вращение колесо турбины.

Одновременно с рабочим колесом начинает вращаться компрессор и вал тахогенератора .

Тахогенератор вырабатывает ток, напряжение которого пропорционально частоте вращения ротора турбостартера. Величина электрического напряжения фиксируется тестером. Давление за компрессором измеряется манометром. Температура в проточной части измеряется термопарой. Данные фиксируются, затем производится отключение компрессора.

5.1. Изучить устройство установки и состав контрольно-измерительной аппаратуры.

5.2. Убедиться, что установка и аппаратура готовы для выполнения работы , для этого необходимо:

-осмотреть установку на отсутствие посторонних предметов на входе и выходе.

-проверить наличие масла в системе смазки

-проверить контакты термопар и манометры

5.3. Произвести запуск компрессора

5.4.С помощью крана- задвижки(система отвода сжатого воздуха лаборатории) отрегулировать давление воздуха и вывести его на нужный режим

5.5. Через 1-2 минуты сделать замеры:

$n$  (мин<sup>-1</sup>)

$P_{2 \text{ атм. зам}}$  (атм)

$t_1 ; t_2$  ( °С )

$P_{? \text{ зам}}$  (мм.рт.ст.)

5.6. Выключить систему

6. Обработка результатов испытаний

6.1. Замеряемые давления в системе СИ

$$P_{\delta} = \frac{P_{\text{ман}} \cdot 1.013 \cdot 10^5}{760} (\text{Па})$$

$$P_{2 \text{ атм}} = P_{2 \text{ мм.рт.ст.}} \cdot 1.013 \cdot 10^5 (\text{Па})$$

6.2. Давление на выходе из компрессора:

$$P_{2 \text{ атм}} = P_{2 \text{ атм}} + P_{\delta} (\text{Па})$$

6.3. Степень повышения давления в компрессоре

$$\pi_k = \frac{P_{2 \text{ атм}}}{P_{\delta}}$$

6.4. Адиабатная работа компрессора:

$$L_{\text{адк}} = 1005,5 \cdot T_1 \left\{ \pi_k^{0,286} - 1 \right\} \left( \frac{\text{Дж}}{\text{кг}} \right)$$

$$\text{где, } T_1 = t_1 + 273,15 (\text{K})$$

6.5. Эффективная работа компрессора

$$L_{\text{к. э.}} = 1005,5 \cdot (T_2 - T_1) \left( \frac{\text{Дж}}{\text{кг}} \right)$$

$$\text{где, } T_1 = t_1 + 273,15 (K)$$

$$\text{где, } T_2 = t_2 + 273,15 (K)$$

$$\eta_k = \frac{L_{адк}}{L_{сж}}$$

7. Заполнить таблицы

Таблица измерений:

n	min <sup>-1</sup>			
P <sub>1 зам</sub>	мм.рт.ст			
P <sub>2 зам</sub>	мм.вод.ст			
t <sub>2</sub>	°C			
t <sub>1</sub>	°C			

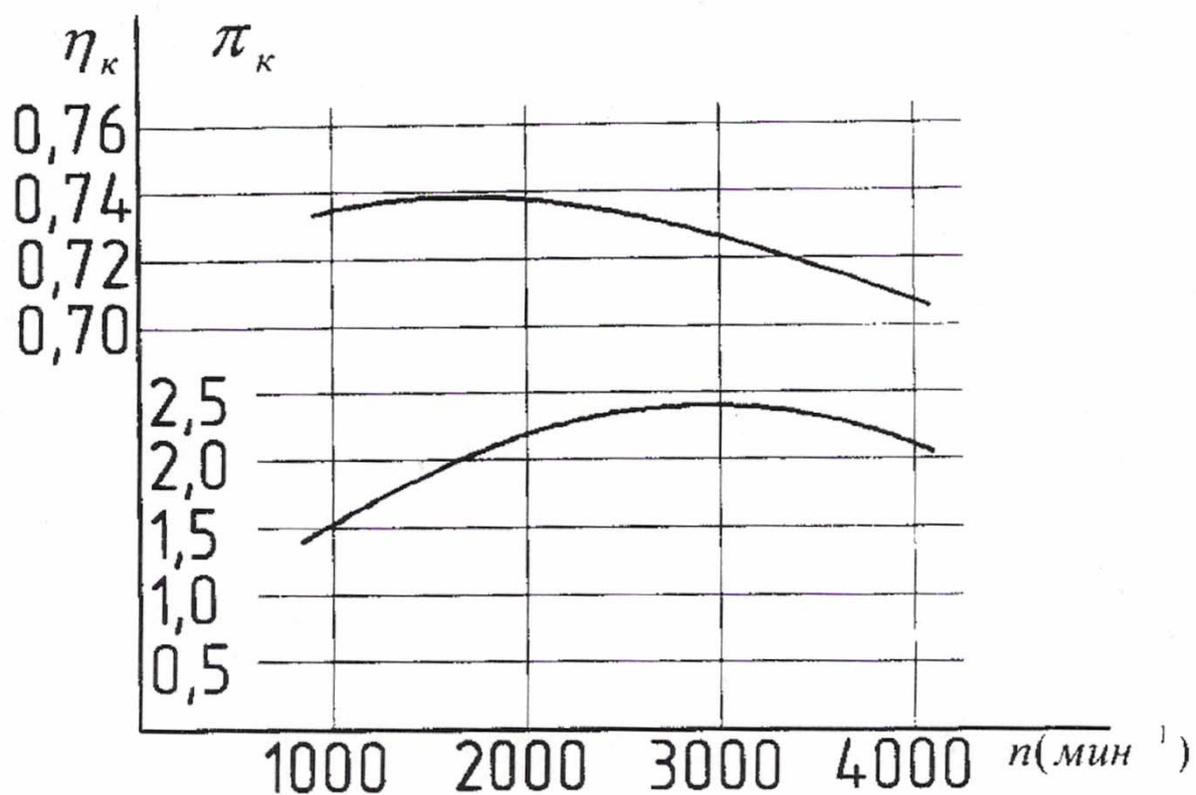
Таблица обработки результатов измерений

n	P <sub>2 атм</sub>	P <sub>2 ата</sub>	η <sub>к</sub>	L <sub>ад. к.</sub>	L <sub>с.к.</sub>	η <sub>ад.к.</sub>
min <sup>-1</sup>	Па	Па		Дж/кг	Дж/кг	

8. Построить график по результатам расчета

Построить график  $\eta_k, \pi_k = f(n)$

Образец:



9. Вывод

Оценить влияние частоты вращения ротора на степень повышения давления и КПД компрессора

## Лабораторно-практическая работа №3

### Определение КПД турбины турбостартера ТС-21

1. Цель работы:

1.1 Углубить знания по разделу «ГТ ТРД»

1.2 Экспериментально получить КПД турбины

2. Содержание работы:

2.1 Ознакомиться с установкой и измерительной аппаратурой

2.2 Изучить методику проведения работы

2.3. Провести работу

2.4. Обработать результаты

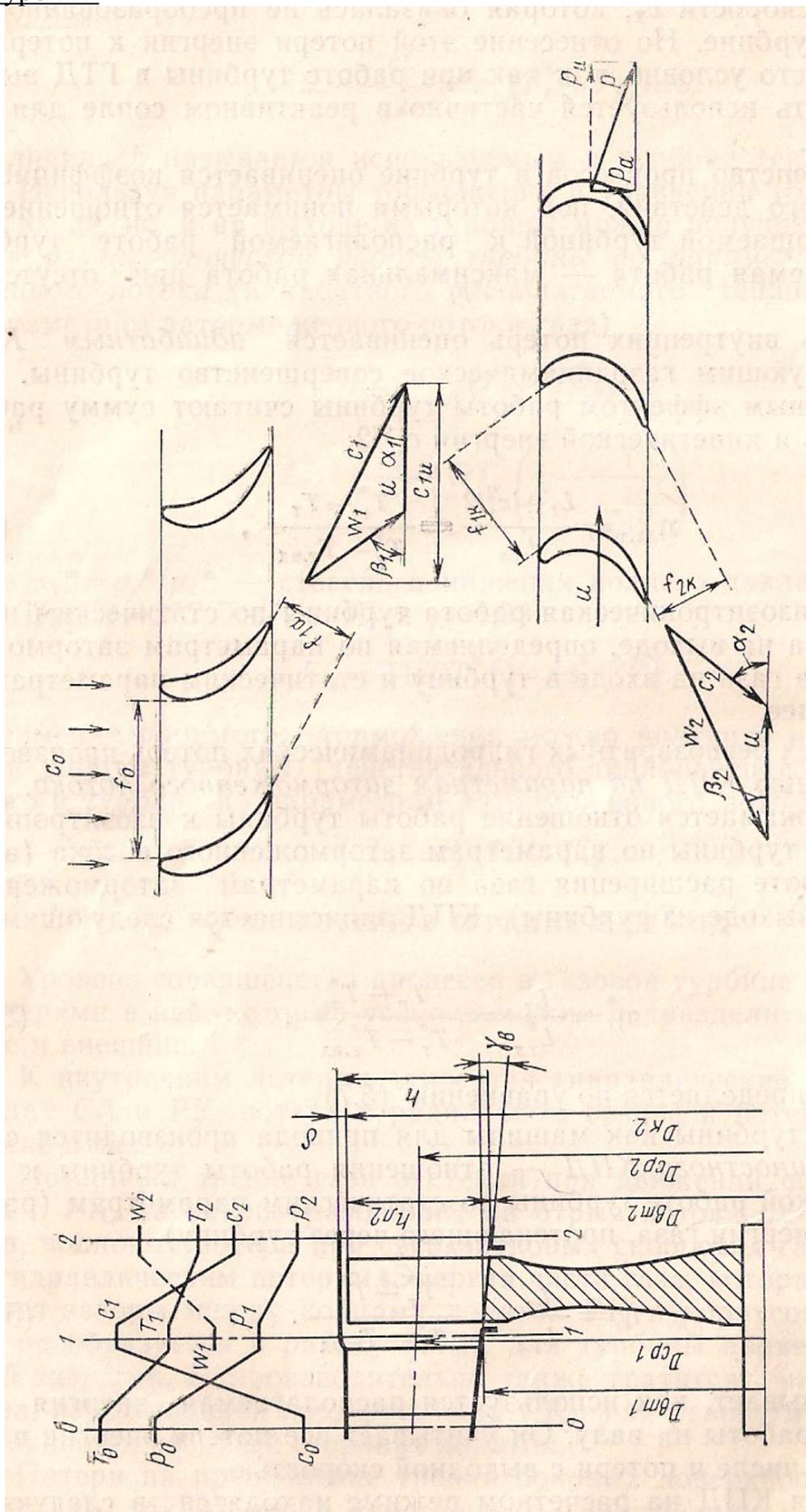
2.5. Составить отчет

### СТУПЕНЬ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ

На схеме ступени (рис. 1) показаны сечения тракта: 0 — перед СА, 1 — в осевом зазоре между СА и РК, 2 — за РК. Развертка на плоскость цилиндрических сечений лопаток турбины, называемая *элементарной ступенью* турбины, изображена на рис. 2. На входе в СА газ имеет параметры  $p_0$  и  $T_0$ .

СА решает две задачи: преобразует потенциальную энергию газа (энтальпию) в кинетическую и изменяет направление газа перед входом на лопатки РК. Для решения этих задач каналы СА спрофилированы так, чтобы обеспечить расширение газа до заданного давления и тем самым увеличить скорость потока. Поэтому СА представляет собой систему суживающихся каналов, изогнутых в сторону вращения, в которых давление и температура газа уменьшается, а скорость увеличивается от  $c_0$  до  $c_1$ . Направление вектора  $C$  определяется в основном направлением выходной кромки лопаток СА, составляющей угол  $\alpha$  с плоскостью вращения. Чем этот угол меньше, тем меньше площадь выходного сечения  $F_{ca}$  СА,

Рис 5.3. Схема ступени газовой турбины Рис 5.4. Схема трения газа в ступени турбины

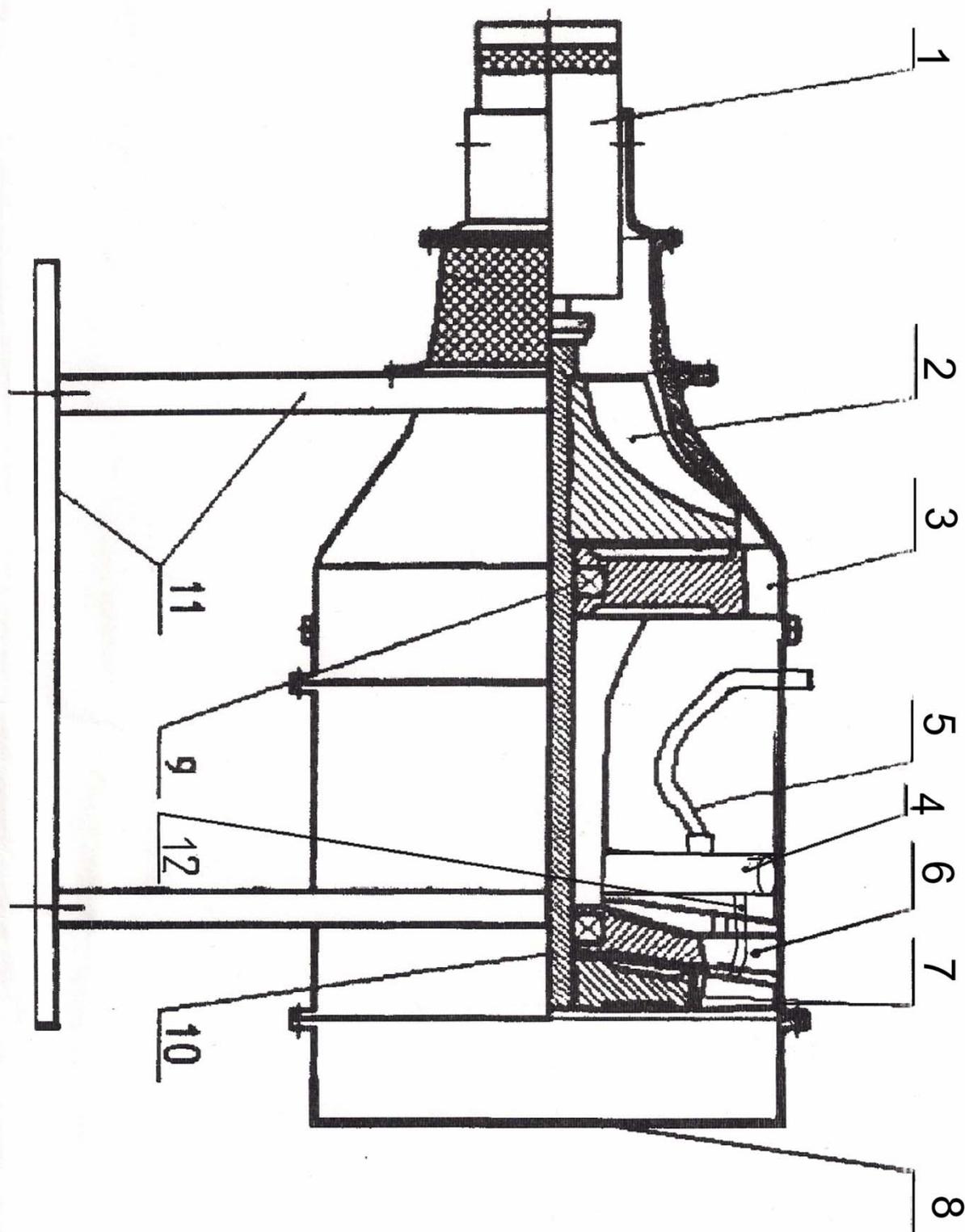


Скорость газа относительно лопаток  $w_1$  находится геометрическим суммированием  $\vec{w}_1 = \vec{c}_1 + (-\vec{u})$ . Треугольник, составленный из векторов  $\vec{w}_1$ ,  $\vec{u}$  и  $\vec{c}_1$  называется *треугольником скоростей газа на входе в РК*. В суживающихся криволинейных каналах РК ( $r_2 < r_1$ ) происходит дальнейшее расширение газа, сопровождающееся уменьшением его давления и температуры. Скорость возрастает до  $w_2$ , а поток поворачивается в сторону, обратную направлению движения лопаток.

Абсолютная скорость газа  $c_2$  за РК находится как геометрическая сумма  $\vec{c}_2 = \vec{w}_2 + \vec{u}$  а треугольник, составленный из этих векторов, называется *треугольником скоростей газа на выходе из РК*. По величине  $c_2$  меньше, чем  $c_1$  так как значительная часть кинетической энергии газа расходуется на вращение РК. Изменение параметров газа в ступени показано на рис. 1.

При течении по каналу, образованному лопатками РК, газ, обтекая профили лопаток, изменяет направление и величину скорости своего движения, а лопатки при этом испытывают ответное действие со стороны газа в виде сил давления, больших на корытце и меньших на спинке лопаток (рис. 1). Окружная составляющая равнодействующей этих сил создает крутящий- момент, приводящий РК во вращение, а осевая составляющая воспринимается в конечном счете упорным подшипником турбины.

Схема турбостартера ТС-21



Турбостартер ТС-21 состоит из следующих узлов:



4 Штуцер для подвода сжатого воздуха,

5 Жидкостный манометр

6 Тахогенератор

Принцип работы: Сжатый воздух из компрессора подается через 2 трубки, которые крепятся в сопловом аппарате турбины. Воздух выходя из соплового аппарата приводит во вращение рабочее колесо турбины. Одновременно с рабочим колесом начинает вращаться компрессор и вал тахогенератора. Тахогенератор вырабатывает ток, напряжение которого пропорционально частоте вращения ротора турбостартера. Величина электрического напряжения фиксируется тестером. Давление за компрессором измеряется на жидкостном манометре.

5. Порядок проведения работы:

5.1. Изучить устройство установки и состав контрольно-измерительной аппаратуры

5.2. Убедиться, что установка и аппаратура готовы для выполнения работы

5.3. Накачать воздух в компрессор

5.4. Включить тестер

5.5. Открыть клапан компрессора

5.6. Произвести замер параметров на тестере и жидкостном манометре

5.7. Выключить компрессор

6. Обработка результатов испытаний:

6.1 Перевод замеренных параметров в единицы системы СИ:

$$P_s = \frac{P_{\text{ман}} \cdot 1.013 \cdot 10^5}{760} \text{ (Па)}$$

$$P_{\text{ман}} = \frac{P_{\text{манном}} \cdot 1.013 \cdot 10^5}{760} \text{ (Па)}$$

$$P_{\text{манном}} = \Delta P_{\text{манометра}}$$

6.2 Давление газа перед турбиной:

$$P_{\text{газ}} = P_{\text{ман}} + P_s \text{ (Па)}$$

6.3 Температура газа перед турбиной:

$$T_2^{\circ} = t_2^{\circ} + 273,15 \text{ (K)}$$

6.4 Давление газа за турбиной:

$$P_{\text{газ}} = P_{\text{ман}} + P_s \text{ (Па)}$$

6.5 Степень понижения давления:

$$\kappa_n = \frac{P_{3амз}}{P_{4амз}}$$

6.6 Адиабатическая работа расширения газа на турбине:

$$L_{адм} = \frac{\gamma}{\gamma-1} R T_3^i \left[ 1 - \frac{1}{\kappa_n^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right] \left( \frac{D_{тс}}{лс} \right)$$

Рабочим телом на турбине является воздух, поэтому  $\gamma = 1,4$ ;  $R = 287 \frac{Джс}{кг \cdot К}$

В этом случае

$$L_{адм} = 1005 \cdot T_3^i \left[ 1 - \frac{1}{\kappa_n^{\frac{1,4}{0,4}}} \right] \left( \frac{D_{тс}}{лс} \right)$$

6.7 Температура газа за турбиной:

$$T_4^i = t_4^i + 273,15 (К)$$

6.8 Эффективная работа расширения газа на турбине:

$$L_{ем} = \frac{\gamma}{\gamma-1} R T_3^i \left[ T_3^i - T_4^i \right] \left( \frac{D_{тс}}{лс} \right)$$

при  $\gamma = 1,4$ ;  $R = 287 \frac{Джс}{кг \cdot К}$

$$L_{ем} = 1005 \left[ T_3^i - T_4^i \right] \left( \frac{D_{тс}}{лс} \right)$$

6.9 Эффективный КПД узла турбины:

$$\eta_n = \frac{L_{ем}}{L_{адм}}$$



