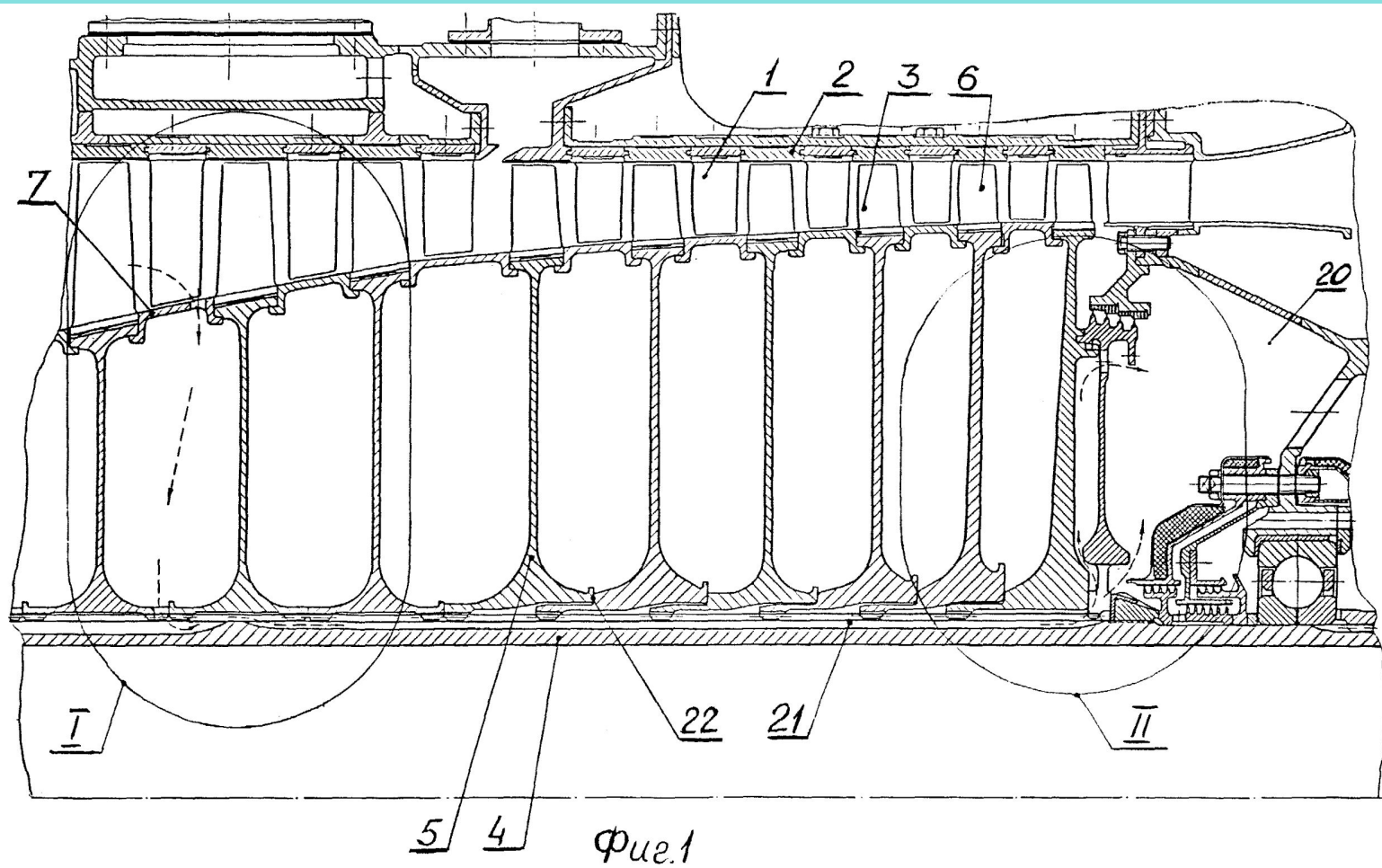


Компрессор ГД



- **ГОСТ 23851-79** Двигатели газотурбинные авиационные. Термины и определения

Газотурбинный двигатель - Тепловая машина, предназначенная для преобразования энергии сгорания топлива в кинетическую энергию реактивной струи и (или) в механическую работу на валу двигателя, основными элементами которой являются компрессор, камера сгорания и газовая турбина

ВИДЫ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

- **Одновальный ГТД** - ГТД, имеющий общий вал для компрессора и турбины
- **Двухвальный ГТД** - ГТД, имеющий два соосных, механически не связанных вала, на которых установлены отдельные каскады компрессоров и вращающих их турбин
- **Трехвальный ГТД**

ВИДЫ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

- **Турбореактивный одноконтурный двигатель** - Турбореактивный двигатель с одним контуром, в котором энергия сгорания топлива преобразуется в кинетическую энергию струи газа, вытекающего из реактивного сопла
- **Турбореактивный двухконтурный двигатель** - Турбореактивный двигатель с внутренним и наружным контурами, в котором часть энергии сгорания топлива, подводимого во внутренний контур, преобразуется в механическую работу для привода вентилятора наружного контура
- **Турбореактивный трехконтурный двигатель** - Турбореактивный двигатель с внутренним, промежуточным и наружным контурами, в котором часть энергии сгорания топлива, подводимого во внутренний контур, преобразуется в механическую работу для привода вентиляторов наружного и промежуточного контуров

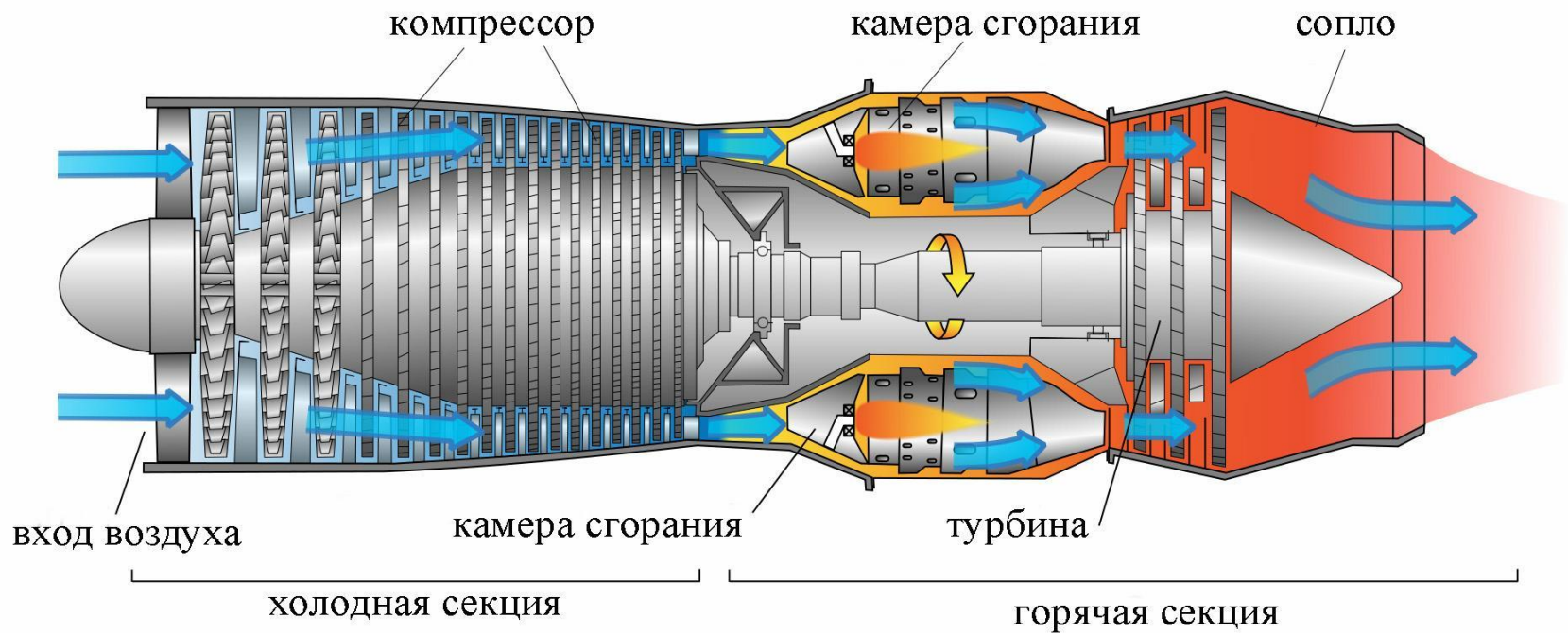
- **Внутренний контур ТРДД (ТРТД)** *Первый контур* – Проточная часть ТРДД (ТРТД), ограничивающая поток воздуха (газа), проходящего через ГГ ГТД
- **Наружный контур ТРДД (ТРТД)** *Второй контур* - Проточная часть ТРДД (ТРТД), ограничивающая поток воздуха (газа), не проходящего через ГГ ГТД
- **Промежуточный контур ТРТД** - Проточная часть ТРТД, расположенная между внутренним и наружным контурами

- **Ротор компрессора (турбины)** - Вращающаяся часть компрессора (турбины) ГТД
- **Статор компрессора (турбины)** -Неподвижная часть компрессора (турбины) ГТД
- **Лопаточный венец** - Одиночный ряд лопаток, расположенных по окружности
- **Спрямяющий аппарат осевого компрессора** - неподвижный лопаточный венец, устанавливаемый за направляющим аппаратом последней ступени компрессора (его каскада) или за последним колесом турбины ГТД, для придания потоку воздуха (газа) осевого направления

КОМПРЕССОР

- **Компрессор ГТД** - Лопаточная машина, в которой воздуху сообщается энергия, идущая на повышение его полного давления
- **Степень компрессора** - Часть компрессора ГТД, включающая рабочее колесо и расположенный за ним направляющий аппарат (для осевого компрессора) или рабочее колесо и расположенный за ним безлопаточный и лопаточный диффузор (для центробежного компрессора)

- **Многоступенчатый компрессор -**
Компрессор ГТД, состоящий из нескольких последовательно расположенных ступеней



ХАРАКТЕРИСТИКИ ГТД

- Расход воздуха через двигатель - $G_{в\Sigma}$
- Степень двухконтурности – $m = \frac{G_{BII}}{G_{BI}}$

Отношение расхода воздуха через наружный контур к расходу воздуха через внутренний контур ТРДД

- ТРД степень двухконтурности $m = 0$.
- ТРДД с низкой степенью двухконтурности ($m < 2$) применяются для сверхзвуковых самолетов,
- с высокой степенью двухконтурности ($m > 2$) - для транспортных самолетов. С увеличением степени двухконтурности (а у современных двигателей $m = 6...8$) компрессор низкого давления трансформируется в вентилятор, и изменяется конфигурация двигателя.

- Степень повышения полного давления компрессоре ГТД - $\pi_K = \frac{P_1}{P_2}$
Отношение полного давления воздуха в сечении за компрессором ГТД (или за его ступенью) к полному давлению воздуха в сечении на входе в него (в его ступень)

АЛ-31Ф

АЛ-31 — серия авиационных высокотемпературных турбореактивных двухконтурных турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажными камерами, разработанная под руководством А. М. Люльки в НПО «Сатурн».

Устанавливался на -



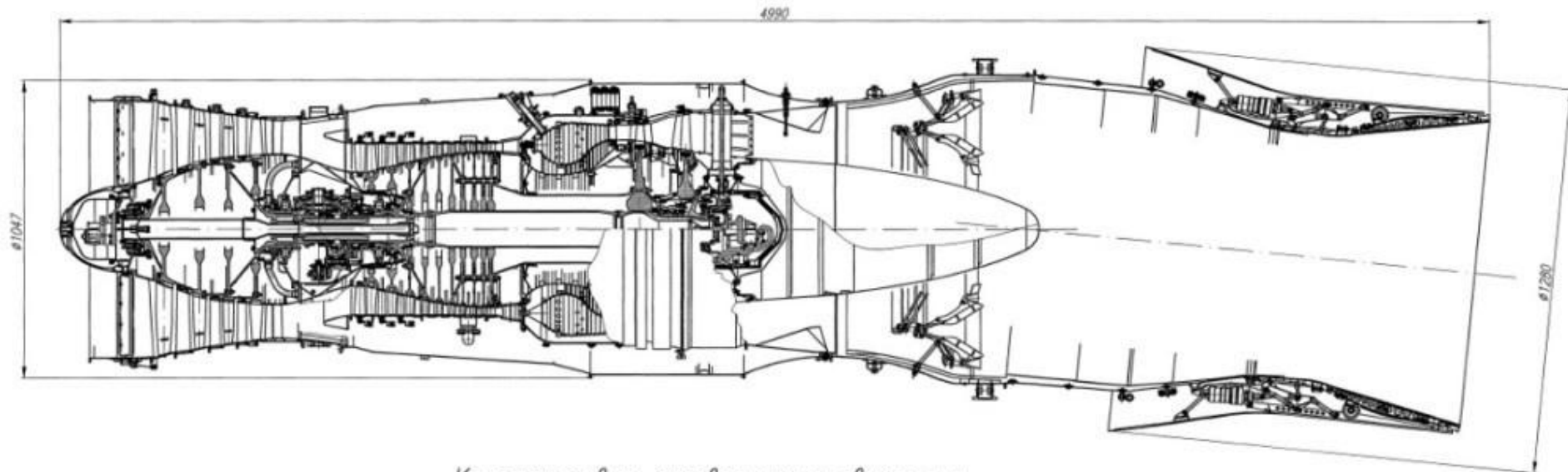
Тяга:	7670 <u>кгс</u>
Тяга на <u>форсаже</u> :	12500 <u>кгс</u>
Ресурс:	1000 ч
Температура турбины:	1427 <u>°C</u>
Степень повышения давления:	23
Управление:	электромеханическое
Расход воздуха:	до 112 <u>кгдо</u> 112 <u>кг/сек</u>
Расход топлива:	3,96 <u>кг</u> 3,96 <u>кг/ч</u>
Удельный расход топлива:	0,75 ^л <u>кг</u> <u>кг/кгс</u> к г/кгс·ч
<u>Степень двухконтурности</u> :	0,571
Удельная тяга:	8,22 <u>кгс</u> 8,22 <u>кгс/кг</u>

Ал-31

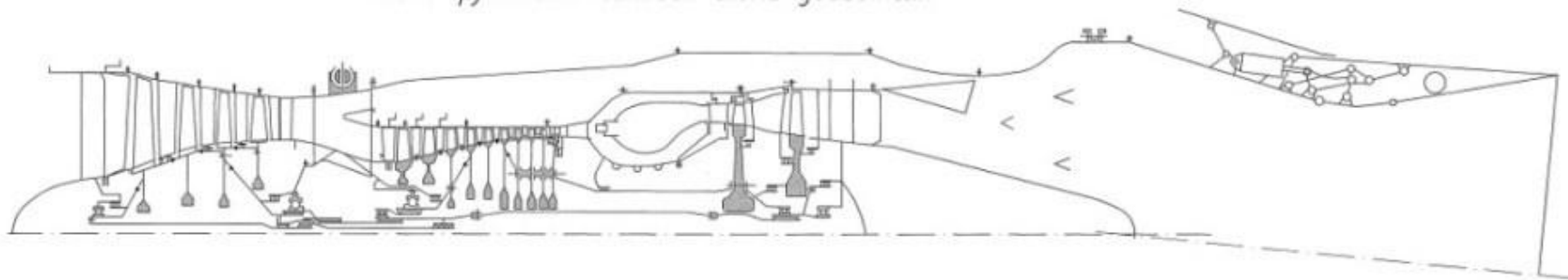
203.00.00.000

Продольный разрез двигателя

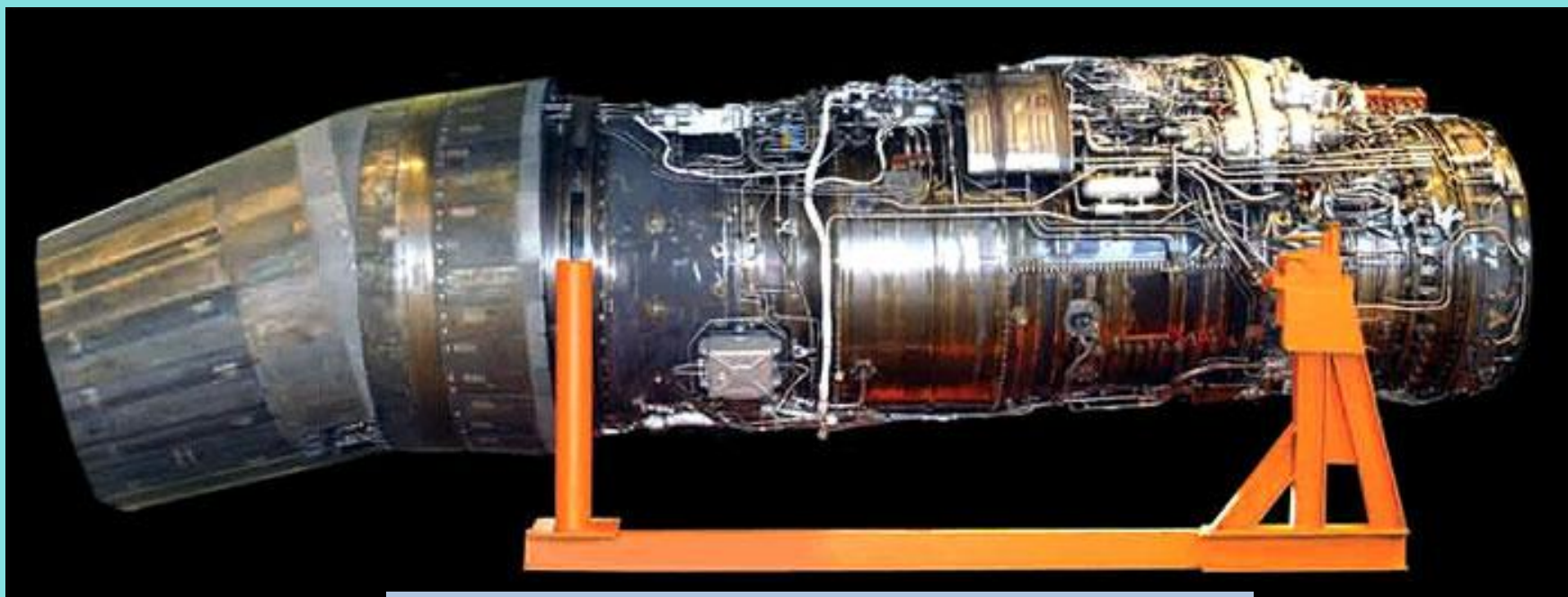
<http://scalemodels.ru>



Конструктивно-силовая схема двигателя



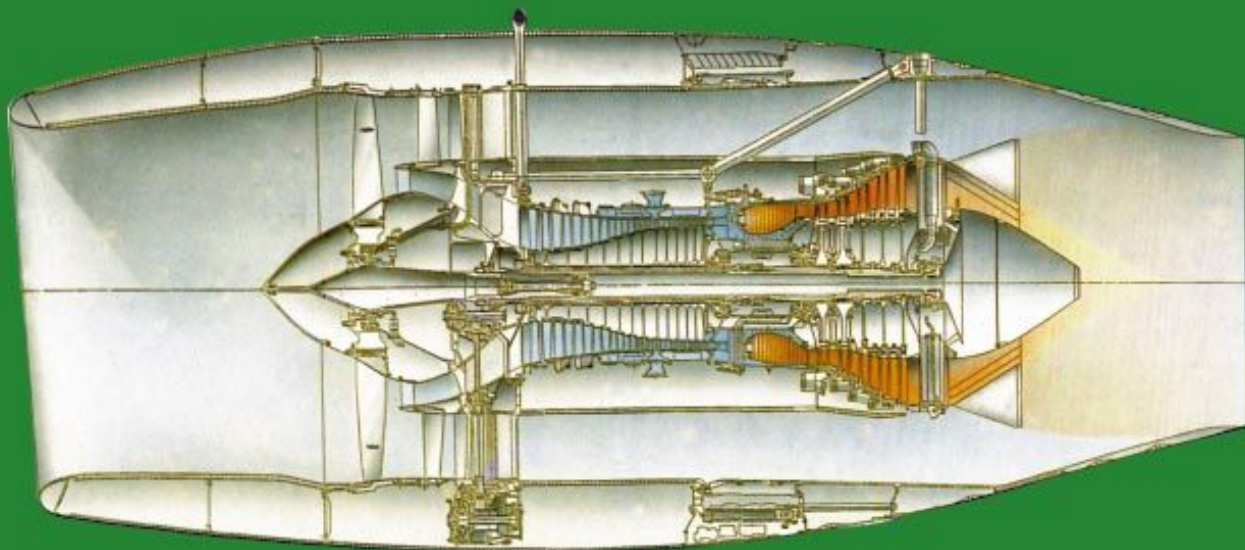
АЛ-41



Рабочие характеристики

<u>Тяга:</u>	8800 <u>кгс</u>
Тяга на <u>форсаже:</u>	15000 <u>кгс</u>
Ресурс:	4000 ч
Зажигание:	плазменное
Управление:	цифровое
Удельная тяга:	10,87 <u>кгс/кг</u>

ПС-90А





ПС-90А

ПС-90А — российский турбовентиляторный двигатель —

российский турбовентиляторный двигатель с максимальной тягой 16 000 кгс —
российский турбовентиляторный двигатель с максимальной тягой 16 000 кгс. По

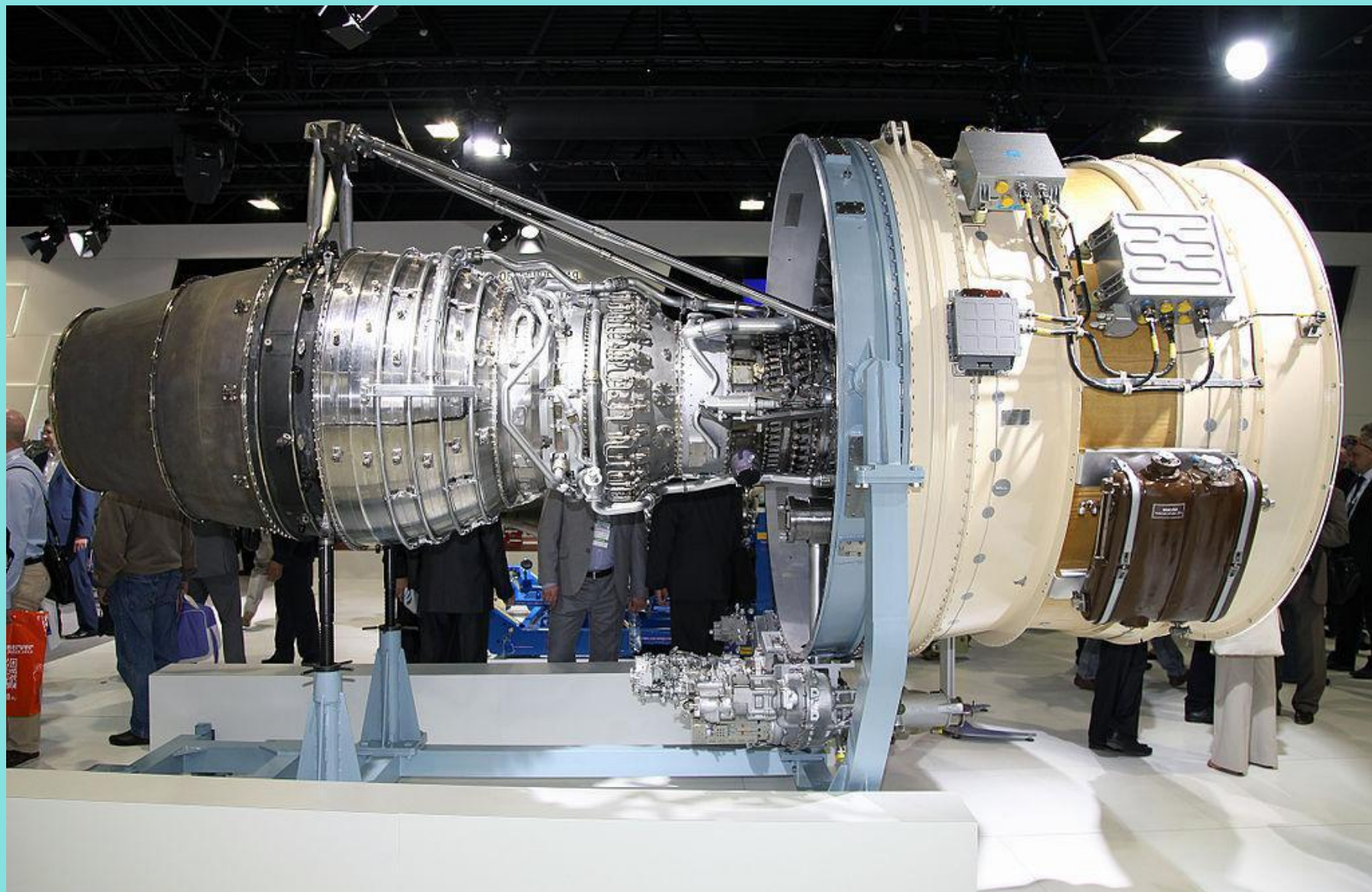
схеме является двухконтурным турбореактивным двигателем —

российский турбовентиляторный двигатель с максимальной тягой 16 000 кгс. По
схеме является двухконтурным турбореактивным двигателем со смешением потоков
(внутреннего и наружного контуров). Разработан конструкторским бюро ОАО

Технические характеристики двигателей	ПС-90А	ПС-90 А1	ПС-90А- 76	ПС-90А 2
Тяга на взлётном режиме, <u>кгс</u>	16000	17400	14500	16000
Тяга на крейсерском режиме (Н=11 км, М=0,8), <u>кгс</u>	3500		3300	3500
Уд. расх. топлива на крейс. режиме (Н=11 км, М=0,8), кг/кгс·час:	0,595			
Степень повышения давления в компрессоре:	38			
Степень двухконтурности:	4,5			
Макс. расход воздуха, кг/с:	504			
Макс. температура перед турбиной, К:	1640			
Длина, <u>мм</u>:	4964			
Диаметр вентилятора, <u>мм</u>:	1900			
Сухая масса, <u>кг</u>:	2950	2950	2950	3000
Поставочная масса, <u>кг</u>:	4160	4250	4160	4230
Высота полета, <u>м</u>:	13100			

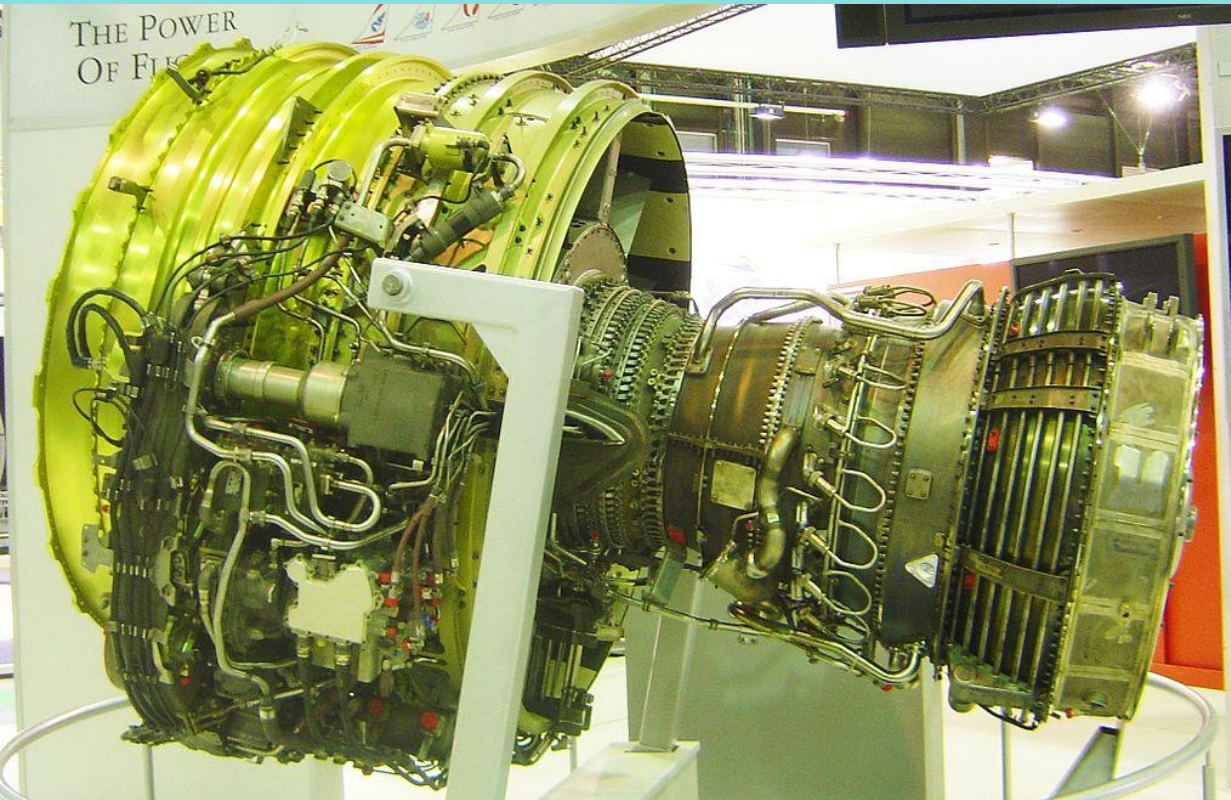
«Авиадвигатель». устанавливается на пассажирские
самолёты семейства Ил-96 (Ил-96-300, Ил-96-400), Ту-204 (Ту-204-100, Ту-204-300,

ПД-14



Модель	ПД-14А	ПД-14	ПД-14М	ПД-10	ПД-18Р
Тип двигателя	турбовентиляторный				редукторный турбовентиляторный
Диаметр вентилятора, мм	1900	1900	1900	1677	
Сухая масса двигателя, кг	2870	2870	2970	2350	
Тяга на взлётном режиме (Н=0, М=0), тс	12,5	14,0	15,6	10,9	18-20
Удельный расход топлива на крейсерском режиме, кг/кгс·ч	-(10-15) % от уровня современных двигателей аналогичного класса тяги и назначения				на -(3-5)% от остальных двигателей семейства
Схема двигателя	1+3+8 -2+6	1+3+8 -2+6	1+4+8 -2+6	1+1+8 -2+5	
Степень двухконтурности	8,6	8,5	7,2		
Степень повышения давления в компрессоре	38	41	46		
Применение	МС-21-200	МС-21-300	МС-21-400, Ил-214	SSJ-NG	Ту-214, Ил-96-300/400

CFM56 - A320



Характеристики двигателя CFM56-5B:

степень двухконтурности — 5,5

степень повышения давления в компрессоре — 35,4

расход воздуха — 427 кг/сек

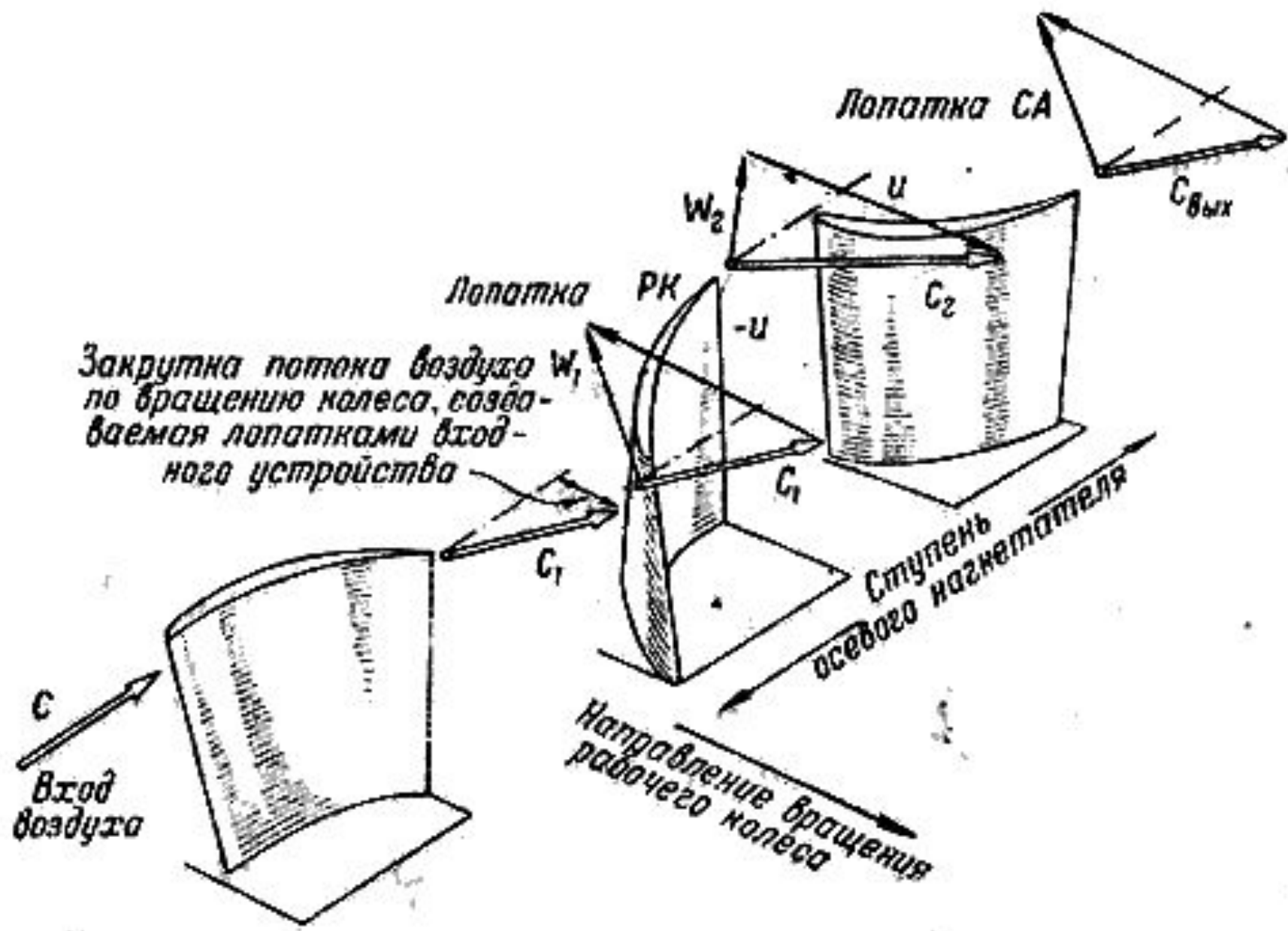
Статическая тяга — 133 кН

Типы компрессоров

- Центробежный компрессор
- Осевой компрессор
- Комбинированный компрессор

Осевой компрессор

- **Осевой компрессор** - Компрессор ГТД, состоящий из одной или нескольких осевых ступеней
- **Компрессор низкого давления** - Первый каскад компрессора двухвального и трехвального ГТД
- **Компрессор среднего давления**
- **Компрессор высокого давления** - Последний каскад компрессора двухвального или трехвального ГТД
- **Вентилятор ТРДД (ТРТД)** - Компрессор низкого давления ТРДД (ТРТД) или его часть, повышающие давление воздуха, который поступает в наружный контур или одновременно в наружный и внутренний контуры



- Предварительная закрутка потока воздуха по направлению вращения колеса позволяет увеличить окружную скорость колеса и получить в ступени больший напор.
- Входное устройство предназначено создать наиболее выгодное направление потока воздуха на входе в рабочее колесо и этим улучшить работу первой ступени.
- Лопатки входного устройства иногда делают управляемыми - при изменении числа оборотов компрессора специальный автомат поворачивает лопатки и этим изменяя величину закрутки потока воздуха, чтобы сохранить наиболее выгодное, безударное направление потока воздуха на входе в колесо.

● Рабочее колесо

- Форма лопаток рабочего колеса и их взаимное расположение подобраны так, что между лопатками образуются расширяющиеся каналы. Воздух, двигаясь в расширяющемся канале, уменьшает свою скорость движения, поэтому относительная скорость на выходе из канала w_2 меньше относительной скорости воздуха w_1 на входе в канал.
- За счет уменьшения относительной скорости давление воздуха в каналах колеса повышается.

Спрямляющий аппарат

Лопатки спрямляющего аппарата неподвижно закреплены в корпусе компрессора. Они имеют хорошо обтекаемую форму и специально изогнуты для изменения направления потока воздуха. Между лопатками спрямляющего аппарата получаются расширяющиеся каналы - диффузоры.

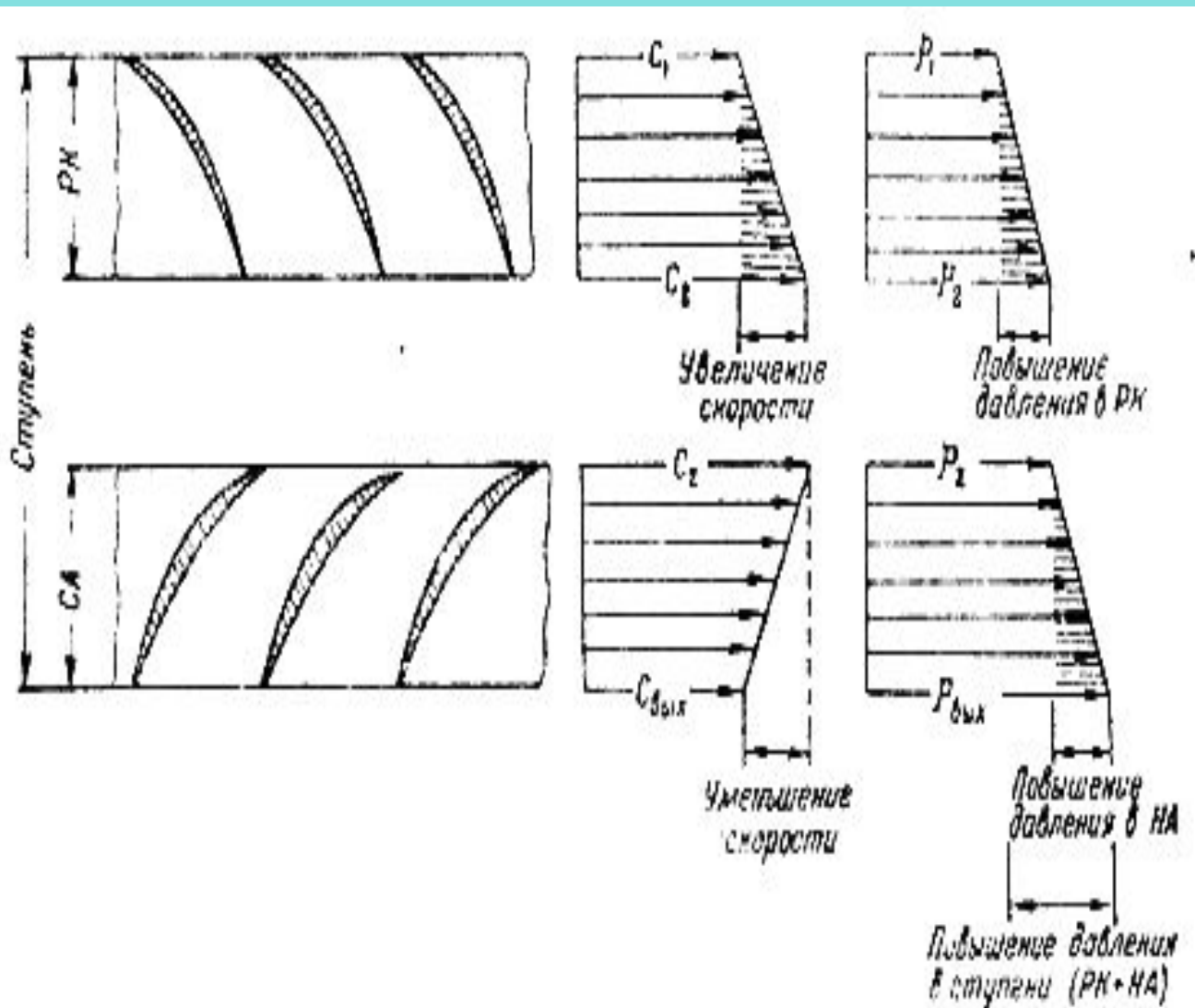
Частицы воздуха со скоростью w_2 отбрасываются рабочим колесом к спрямляющему аппарату. Вращаясь вместе с колесом, они получили окружную скорость $-u$. Попадая в каналы спрямляющего аппарата, частицы воздуха тормозятся, их окружная скорость уменьшается. В результате сложения скоростей w_2 и u получается абсолютная скорость c_2 . Имея эту скорость, поток воздуха входит в каналы спрямляющего аппарата.

В каналах спрямляющего аппарата скорость потока воздуха уменьшается от c_2 до $c_{\text{ВЫХ}}$ а давление увеличивается.

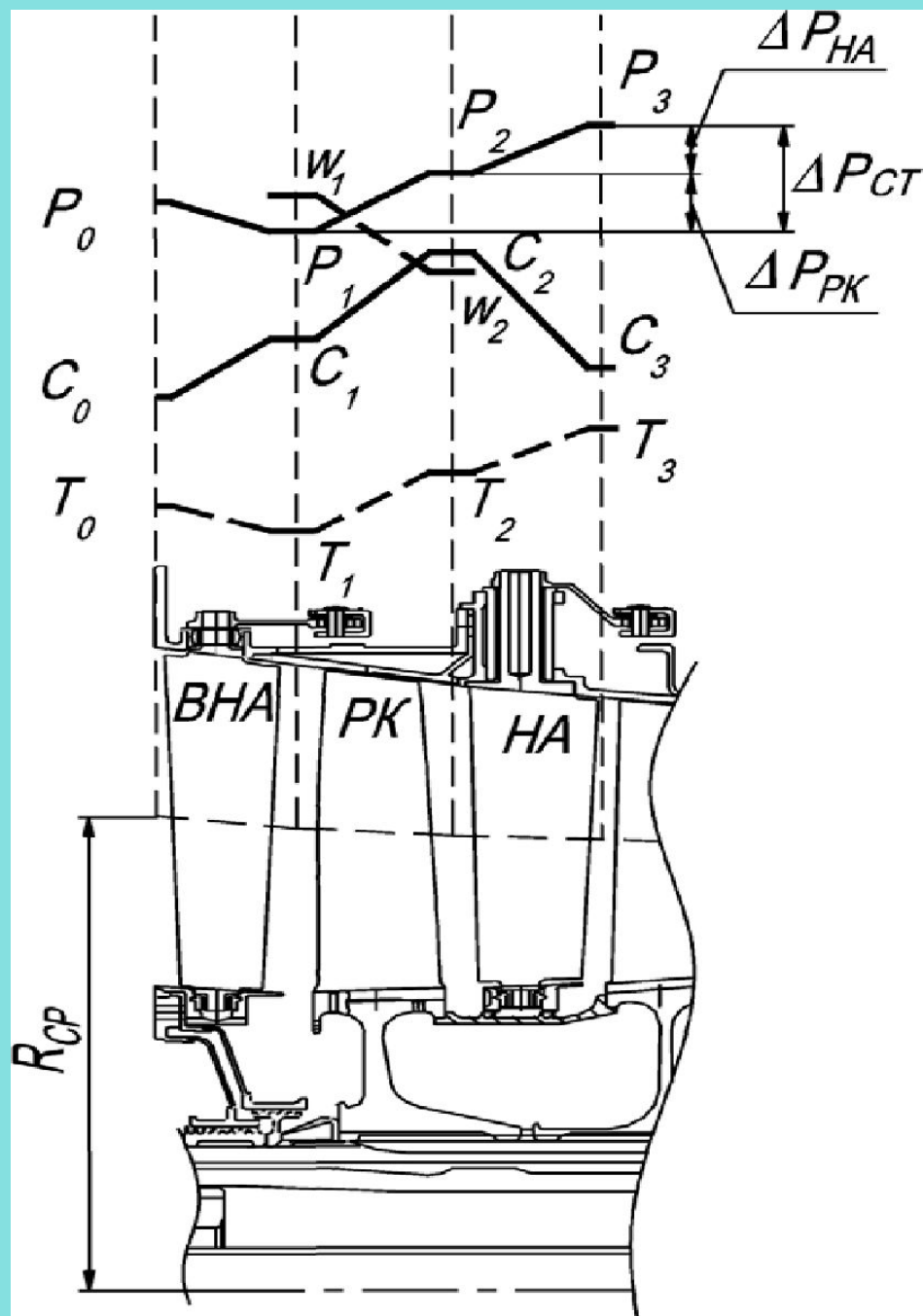
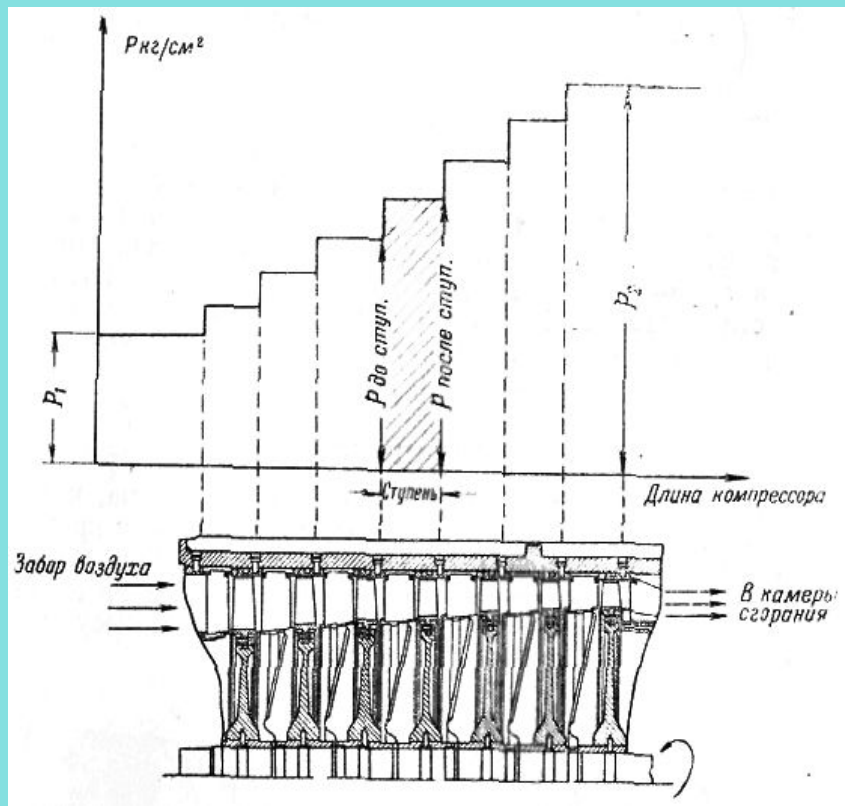
$$P_{\text{ВЫХ}} = P_2 \left[1 + \frac{c_2^2 - c_{\text{ВЫХ}}^2}{2000T_2} \right]^{3,5}$$

$c_{\text{ВЫХ}} < c_2$

ИЗМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ВОЗДУХА В СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА



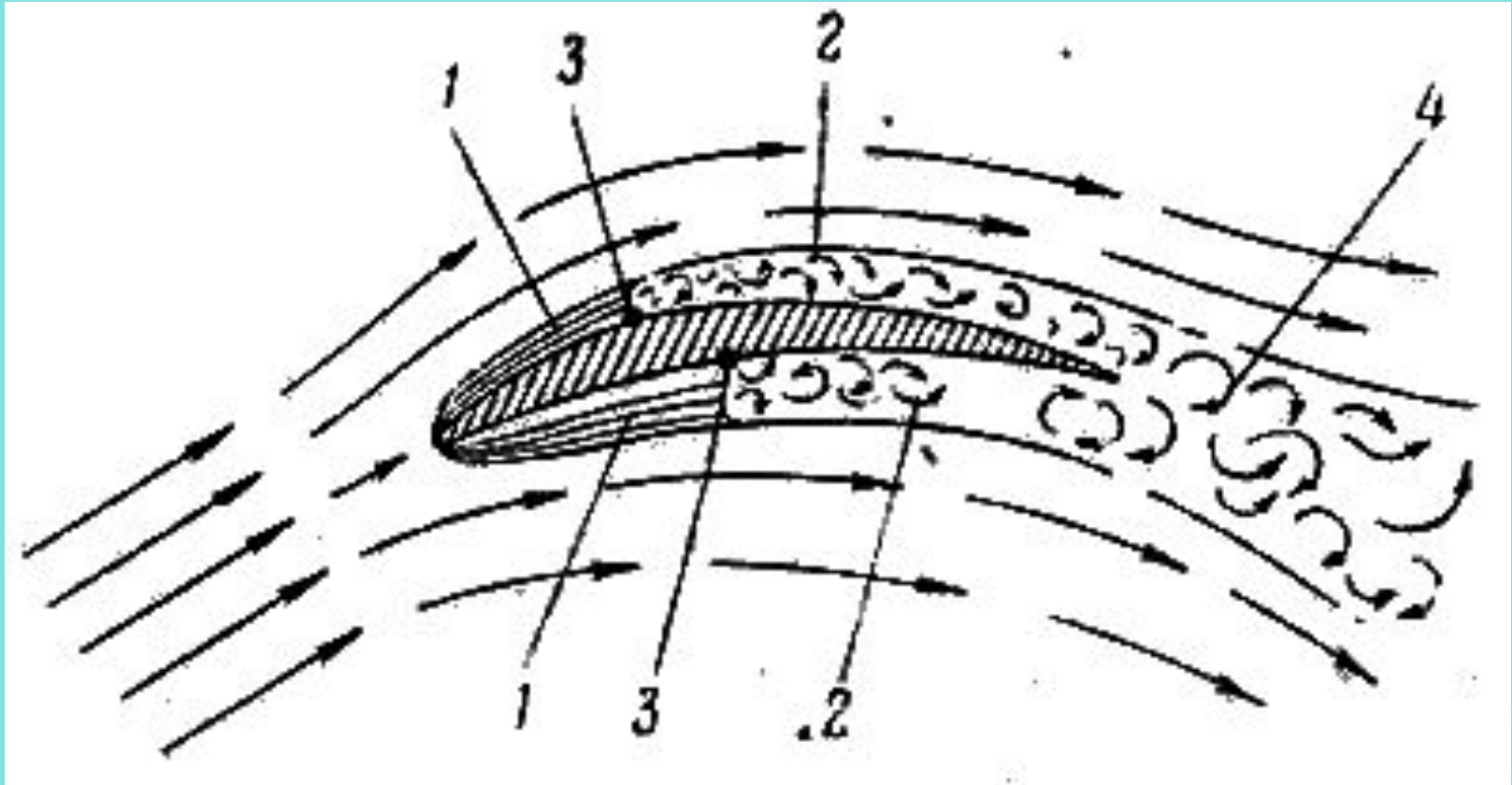
$C_2 = 150-220$ м/с
 $C_{\text{вых}} = C_1 = 120-180$ м/с
 $\Delta P = 0.12-0.3$
 $\Delta T = 25-30^\circ$



ПОТЕРИ ЭНЕРГИИ ПРИ ДВИЖЕНИИ ВОЗДУХА ПО СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

- Гидравлические потери
 - профильные;
 - потери на образование вихрей;
 - потери на перетекание воздуха.

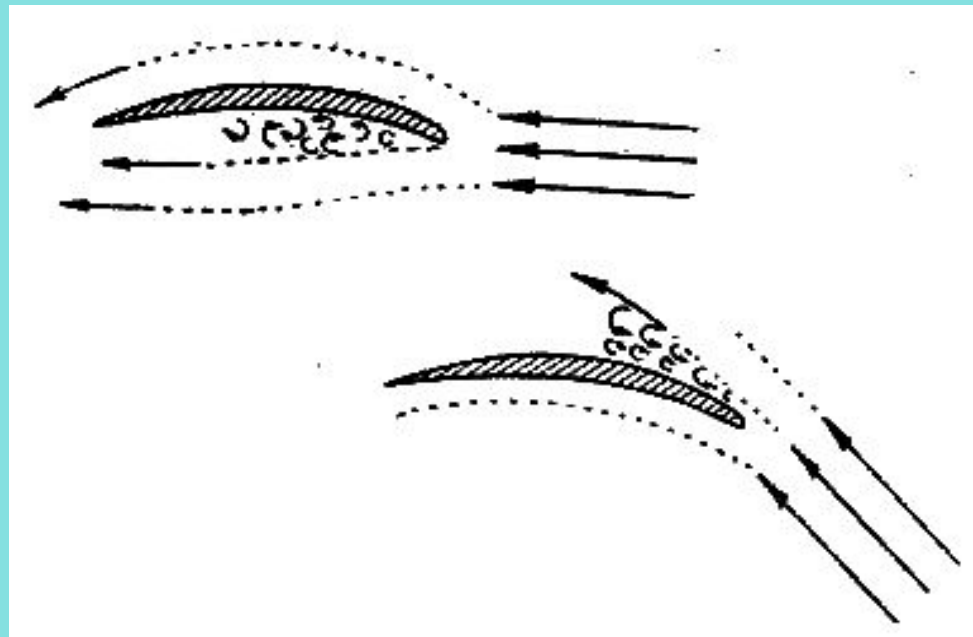
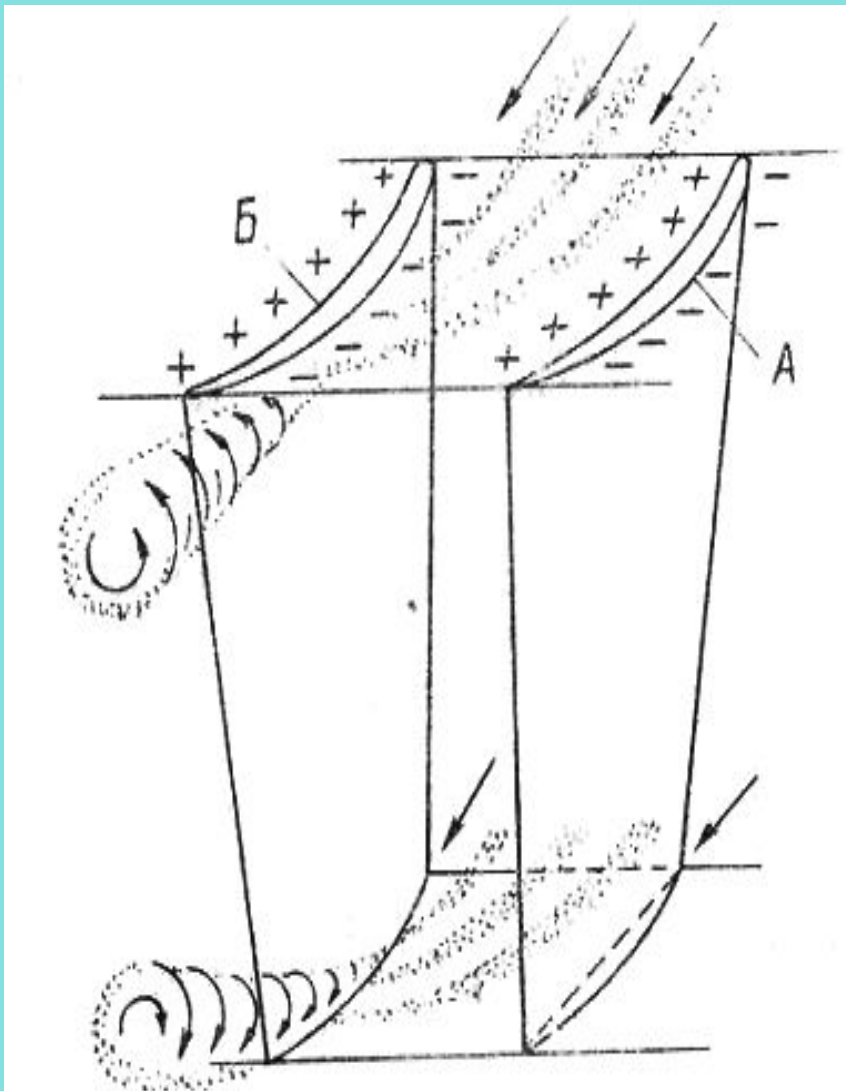
Профильные потери - это потери энергии в приграничном слое.



*1 – слоистый неустойчивый
2 – вихревой устойчивый*

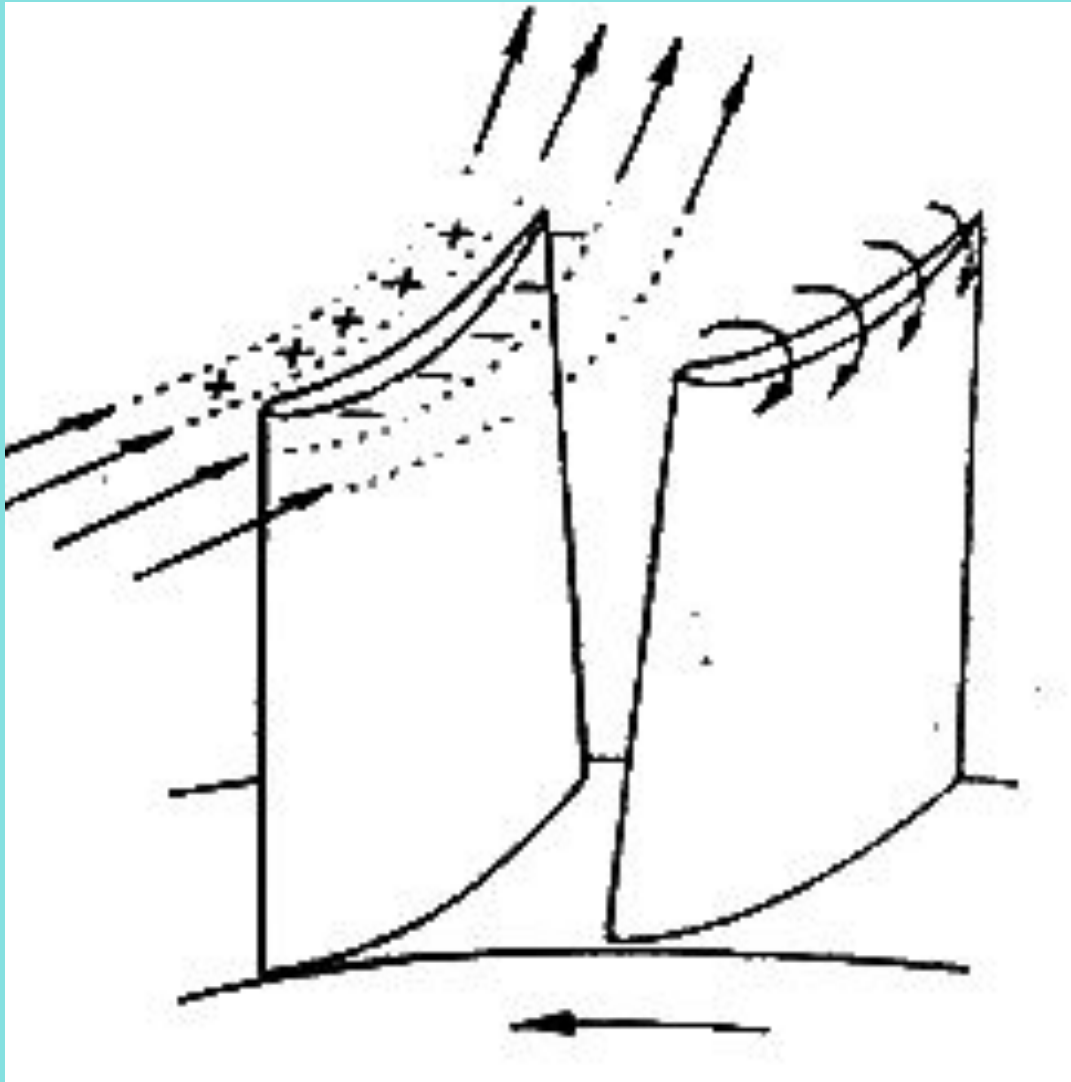
*3 – точка перехода пограничного
слоя из неустойчивого в устойчивый
4 – вихревой след за профилем
(спутная струя)).*

Потери на образование вихрей



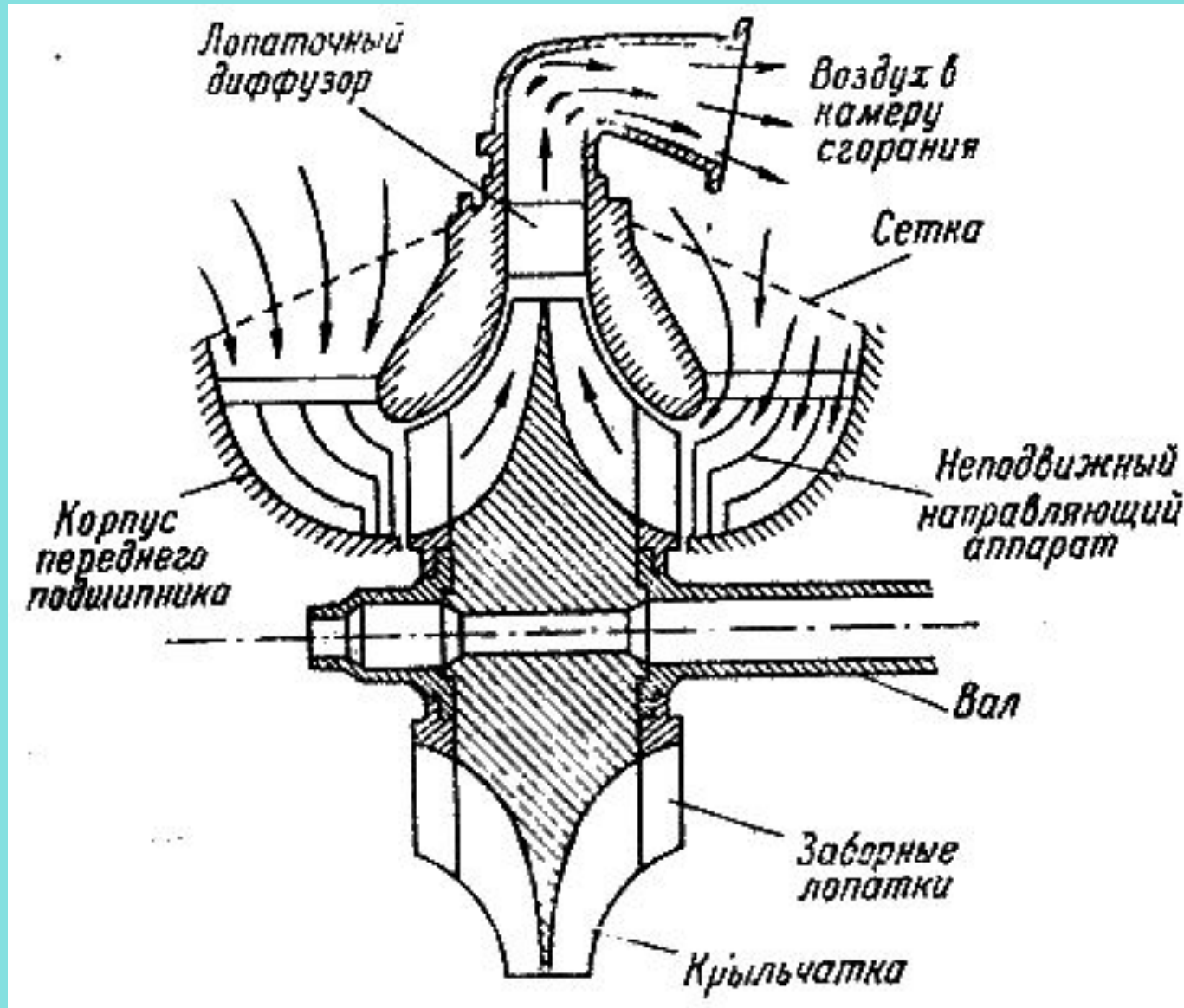
- Образует "парный вихрь" - два вихря, вращающиеся навстречу друг другу.

Потери на перетекание воздуха

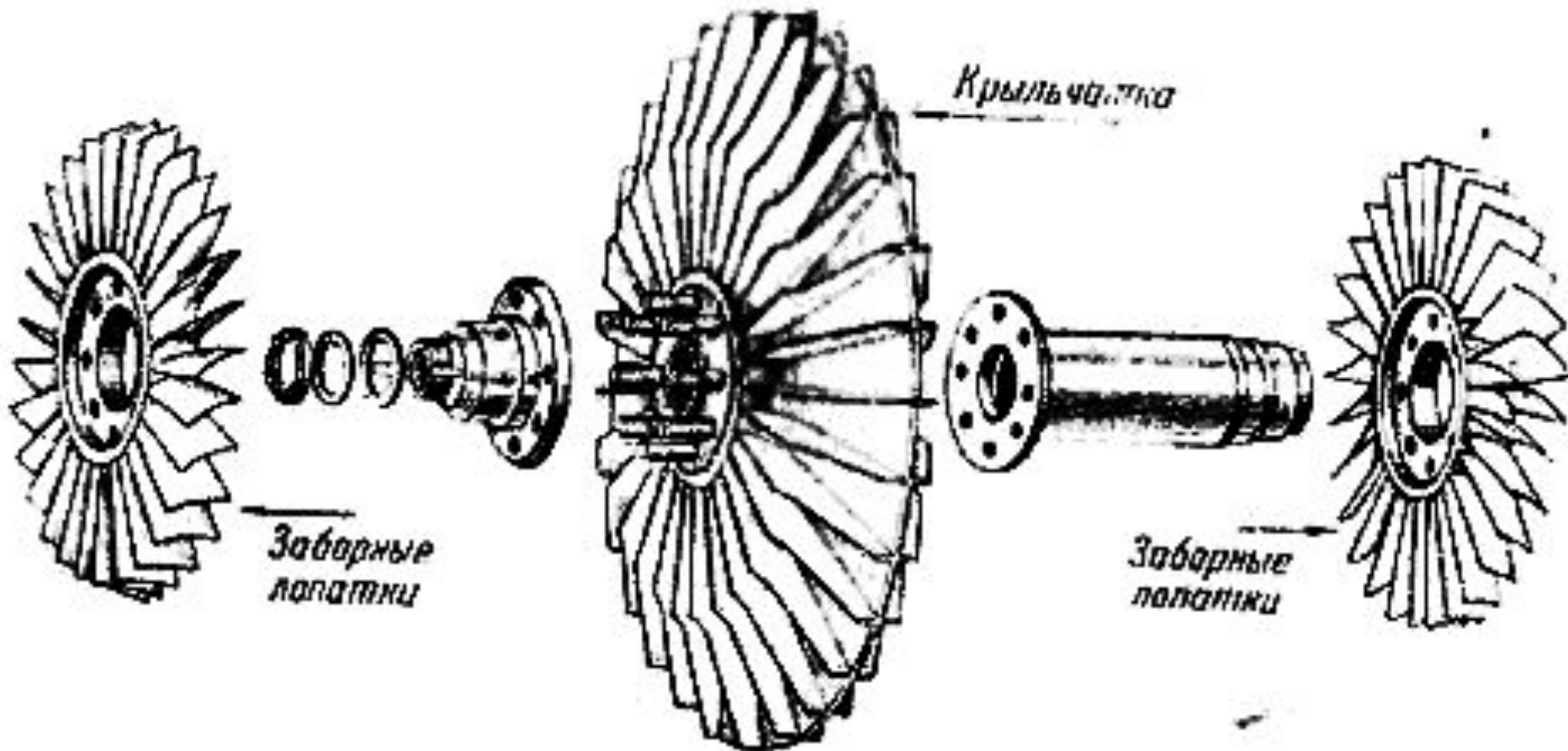


Перетекание
воздуха по
радиальному
зазору в
колесе осевого
компрессора

Центробежный компрессор

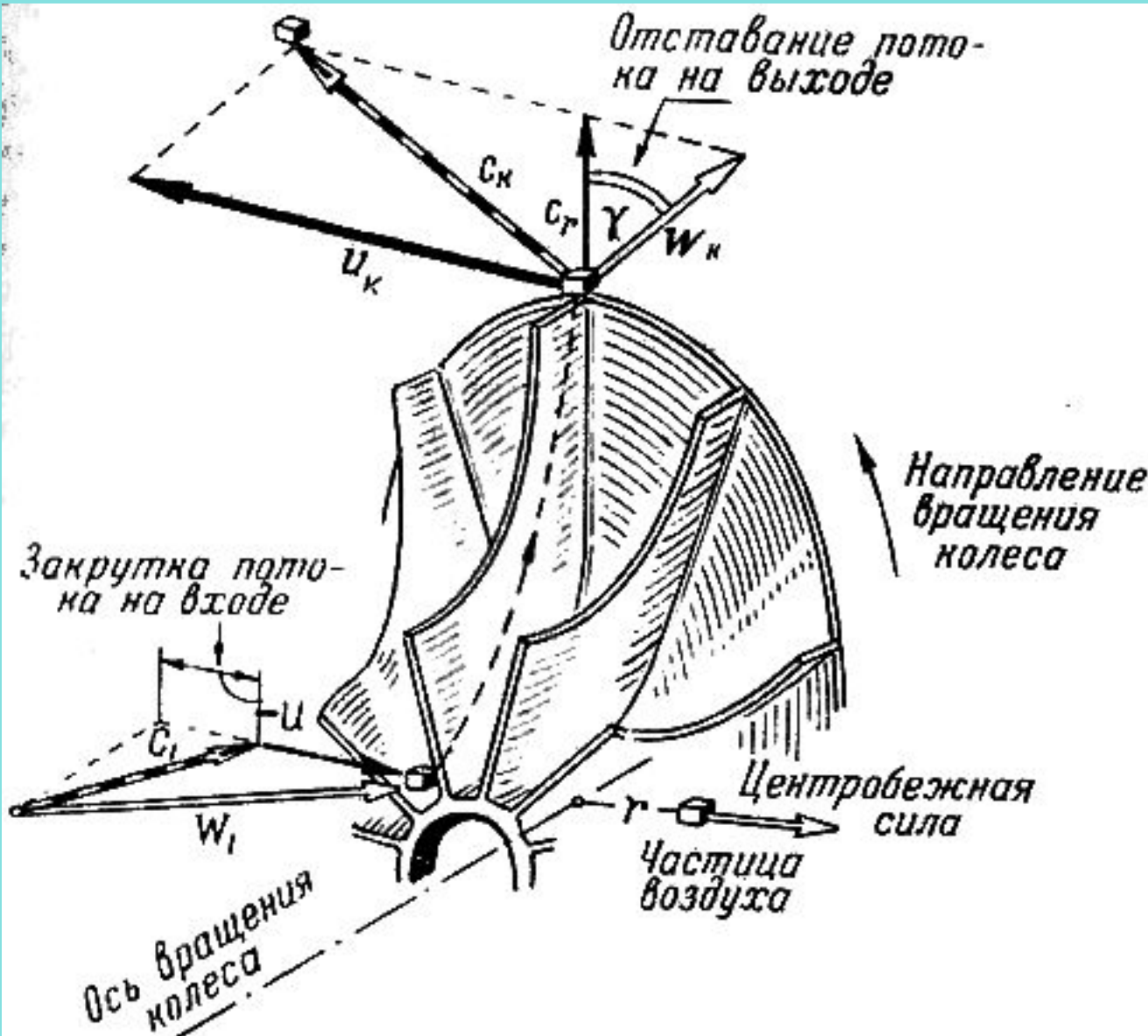


Детали колеса компрессора



- Колесо вращается с очень большими оборотами: 10000—15000 в минуту (160—250 оборотов в секунду).
- Окружная скорость на ободу колеса достигает 450—500 м/сек и более.

Треугольники скоростей воздуха на входе и выходе колеса



$$F_{\text{ЦЕНТР}} = \frac{m u^2}{r}$$

Диффузоры ЦК

- щелевые
- лопаточные

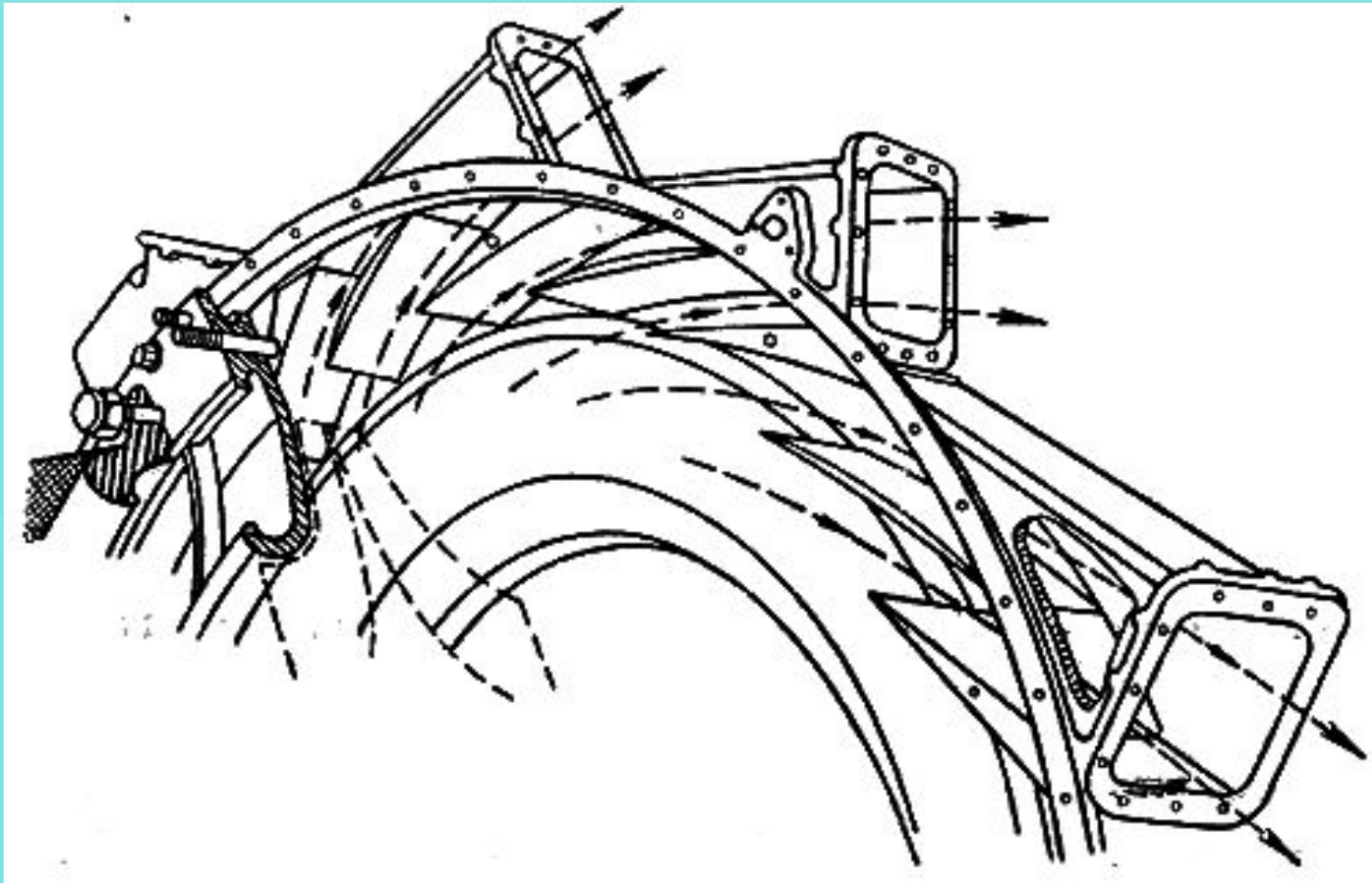
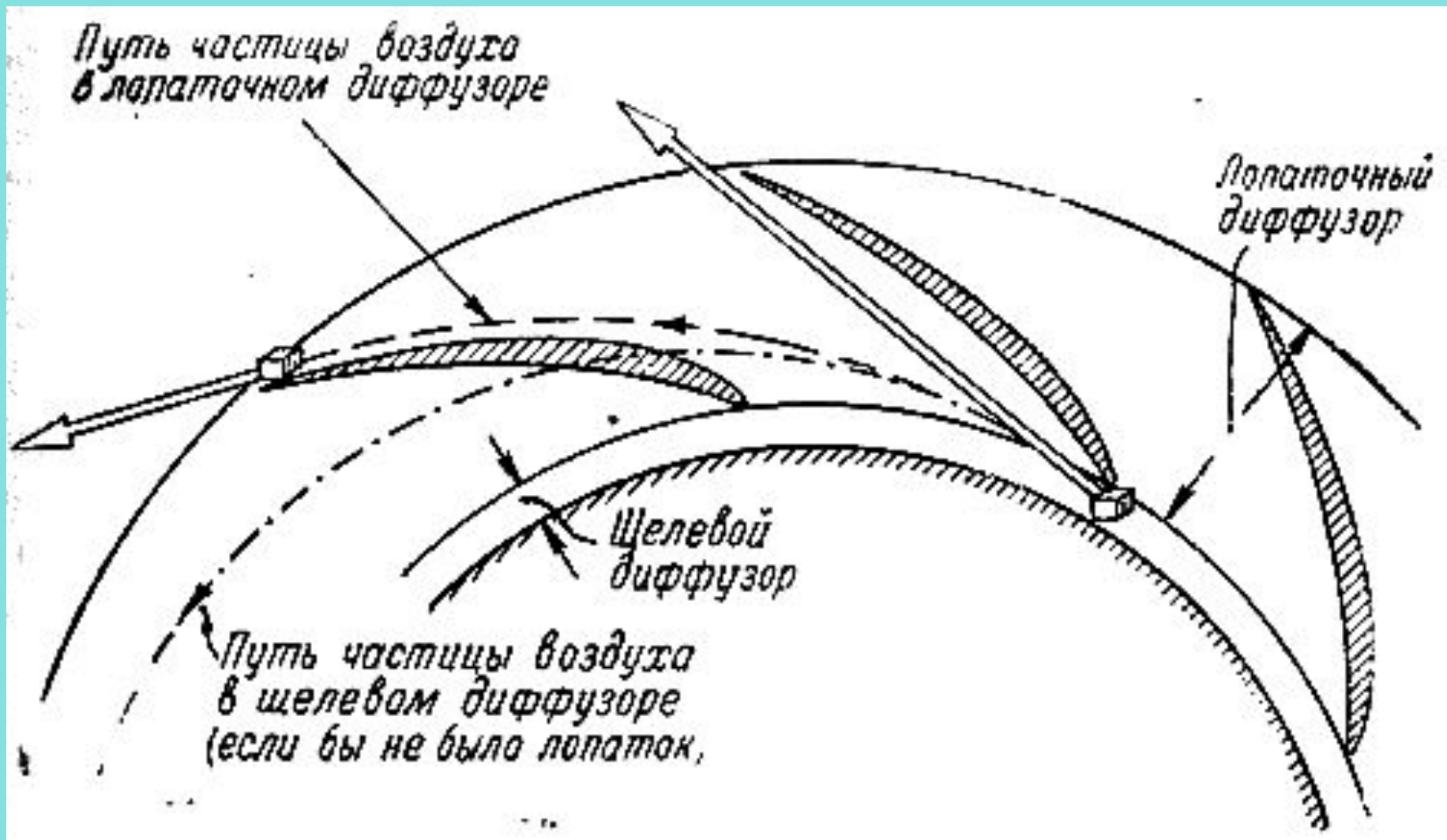
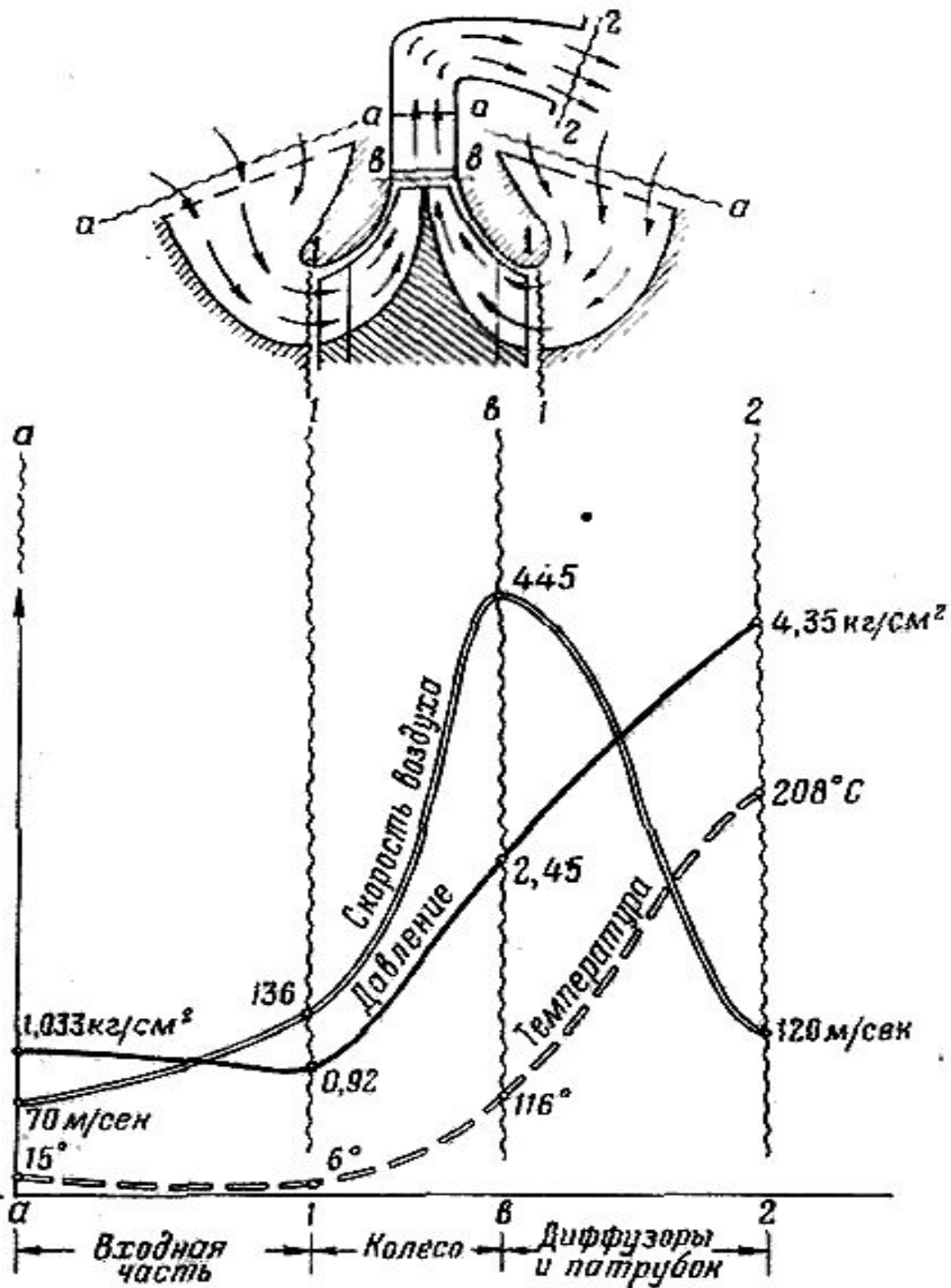


Схема щелевого и лопаточного диффузоров





Изменение параметров воздуха (c , p , T) в элементах центробежного компрессора

- $P_0 = 1.033 \text{ кг/см}^2$
- $V_0 = 79 \text{ м/с}$
- $T_0 = 15^\circ\text{C}$
- $P_2 = 4.35 \text{ кг/см}^2$
- $V_2 = 120 \text{ м/с}$
- $T_2 = 208^\circ\text{C}$

КПД компрессора, мощность

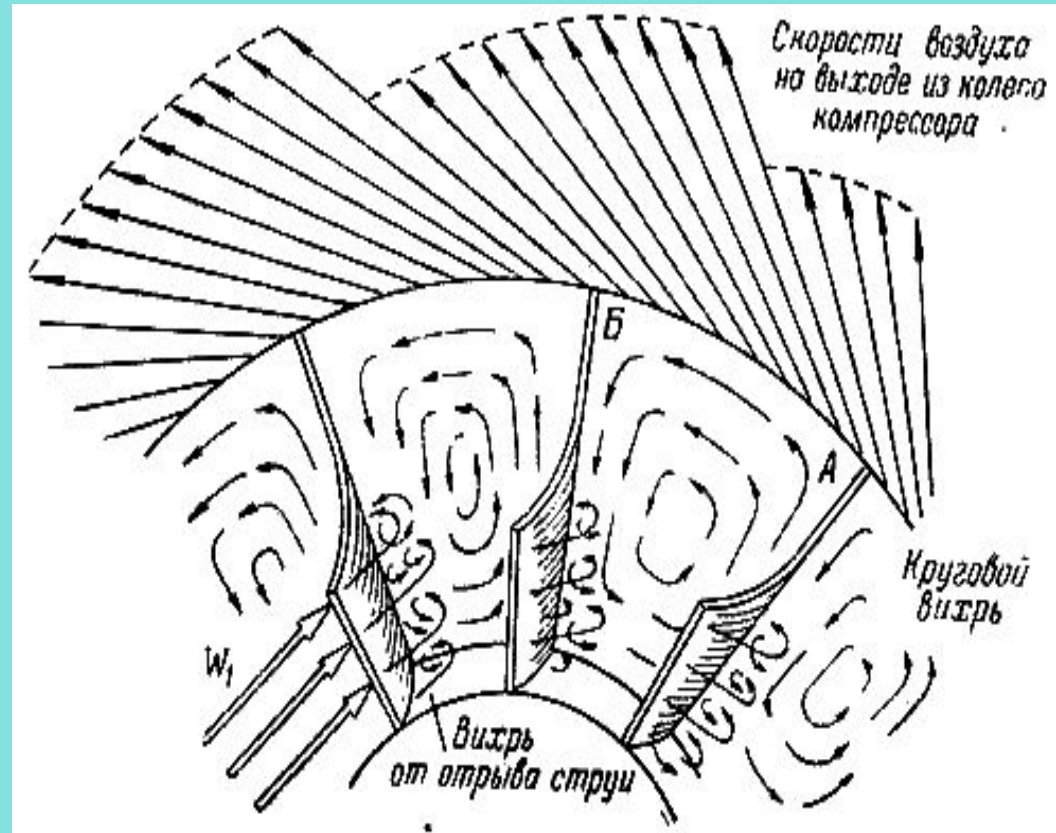
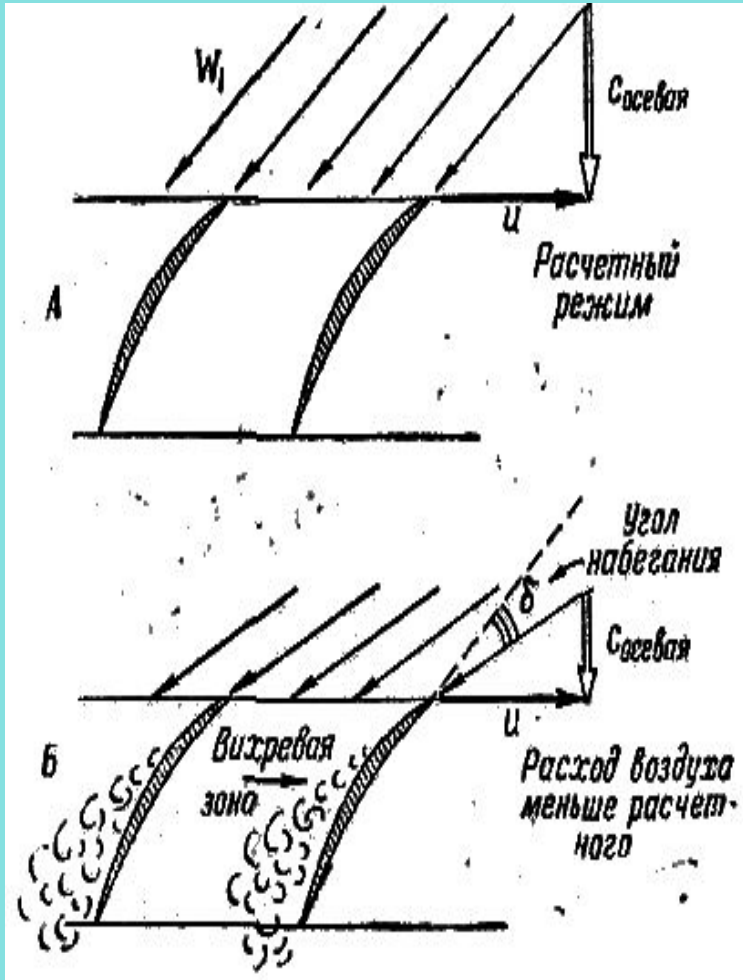
$$\eta_{AD} = \frac{T_{2AD} - T_0}{T_2 - T_0} \quad \eta = 0.75 - 0.82$$

T_{2AD} – температура адиабатически сжатого воздуха,
 T_2 – температура действительного (политропически сжатого) воздуха,
 T_0 – температура окружающего воздуха (на входе в компрессор).

$$L_{ДЕЙСТВ} = \frac{L_{AD} \text{ кЗМ}}{\eta_{AD} \text{ кЗ}} \quad L_{ДЕЙСТВ} = \frac{k}{k-1} R(T_2 - T_1) + \frac{c_1^2 - c_2^2}{2g}$$

$$N_{КОМП} = \frac{G_{СЕК} \times L_{ДЕЙСТВ}}{75} (\dots)$$

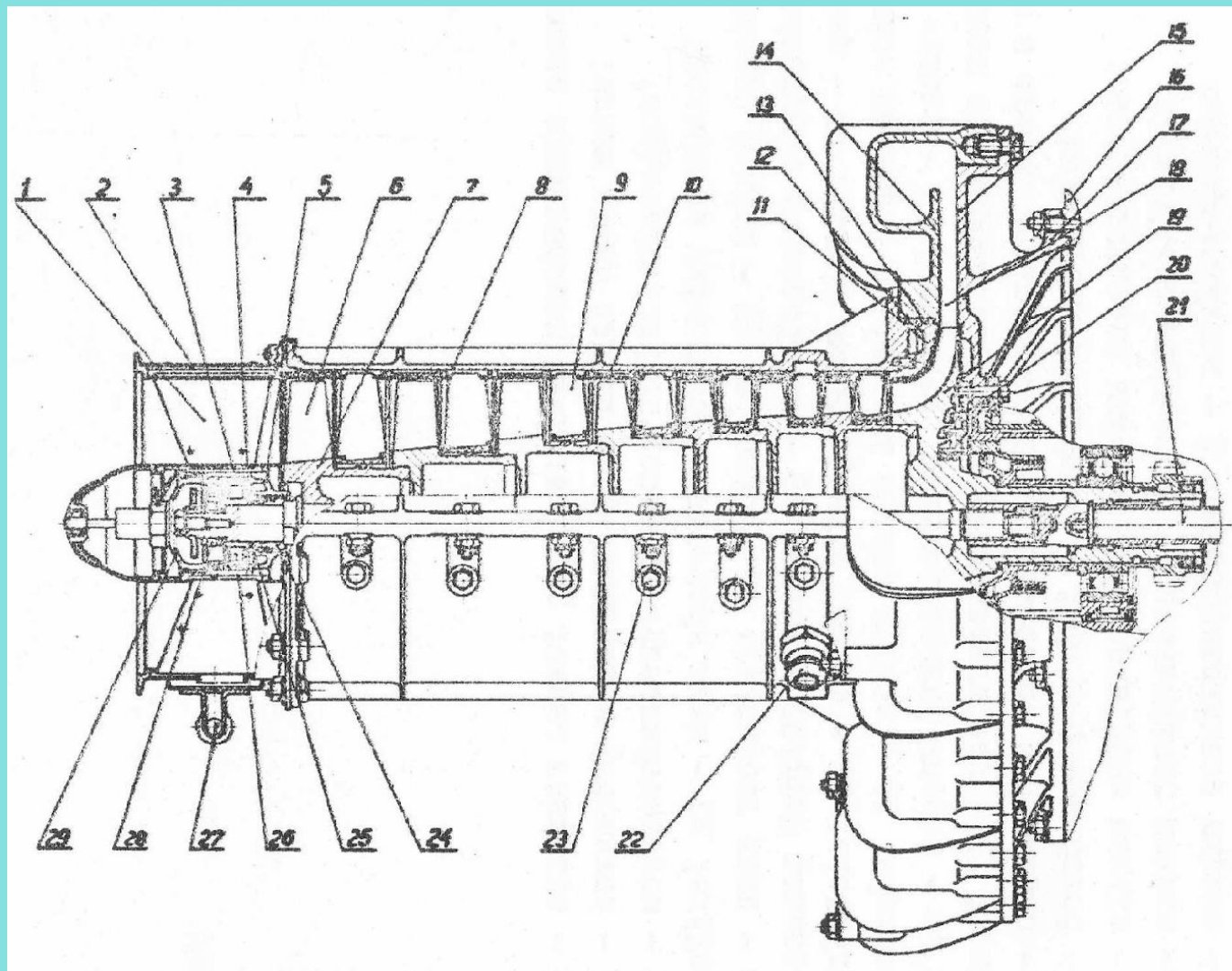
НЕУСТОЙЧИВАЯ РАБОТА КОМПРЕССОРА



ПРЕИМУЩЕСТВА И НЕДОСТАТКИ ОСЕВЫХ И ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРОВ

- Достоинства осевого компрессора
 - лучшая экономичность,
 - меньший удельный расхода топлива
 - высокая степень сжатия воздуха
 - высокий коэффициент полезного действия,
 - меньший удельный вес
 - большие скорости движения воздуха
 - большой секундный расход воздуха через компрессор.
- Недостатками осевого компрессора
 - большая склонность к неустойчивой работе
 - большая возможность вибрации (колебания) лопаток:
 - возможность поломки лопаток, изготавливаемых из алюминиевых сплавов, при попадании в нагнетатель песка, снега, льда;
 - большая сложность осевого компрессора в производстве;
 - большой вес;
 - меньшая боевая живучесть; попадание осколка снаряда выводит осевой компрессор из строя.

Комбинированный компрессор



- ГТД-350 Ми-2