

# СИСТЕМА ЗАПУСКА

**Запуском называется неустановившийся процесс перехода двигателя из нерабочего состояния на минимально устойчивый режим работы – режим малого газа. Для его обеспечения и служит система запуска.**

## Требования

- **надежный и быстрый автоматический запуск во всех условиях эксплуатации, в том числе при низкой температуре воздуха, у земли, на различных скоростях, высотах и т.д.**
- **автономность запуска, т.е. возможность запуска на борту ЛА без использования наземных средств**
- **малая масса и габариты при достаточно простом обслуживании**

# ЗАПУСК ТРД

Для каждой частоты вращения ТРД в течение запуска можно записать следующий баланс мощностей

$$N_{\text{п}} + N_{\text{т}} = N_{\text{к}}/\eta + N_{\text{у}} \quad \text{где}$$

$N_{\text{п}}$  - мощность пускового устройства (ПУ)

$N_{\text{т}}$  - мощность, развиваемая турбиной

$N_{\text{к}}/\eta$  - мощность, потребляемая в двигателе

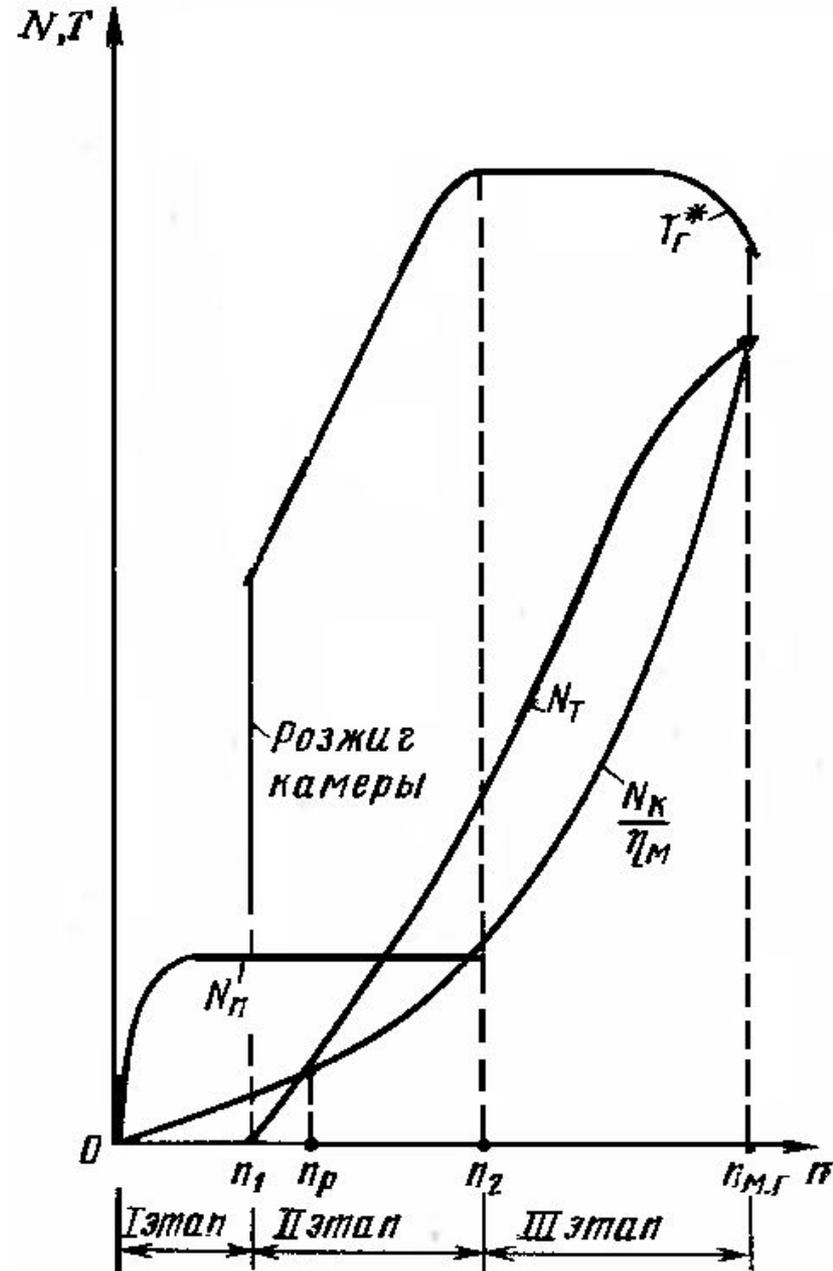
$N_{\text{у}}$  - мощность раскручивания, т.е. мощность, обусловленная созданием углового ускорения

$\eta$  - механический КПД

$$N_{\text{у}} = \text{const } J_0 \frac{dn}{d\tau} n$$

где

$J_0$  – момент инерции ротора,  
 $dn/d\tau$  и  $n$  – соответственно угловое ускорение и частота вращения ротора



# ПЕРВЫЙ ЭТАП ЗАПУСКА

На первом этапе запуска КС еще не действует и ротор двигателя (компрессор и турбина) раскручивается ПУ, начиная от неподвижного состояния до частоты вращения  $n_1$  с большим угловым ускорением  $dn/dt$ . При этом требуется большая  $N_p$ . Отсюда следует, что

$$N_p \gg N_k/\eta$$

Таким образом, первый этап запуска в основном определяет необходимую мощность  $N_p$  и тем самым массу и габариты пускового устройства.

Мощность  $N_k$  возрастает примерно пропорционально  $n^3$ , поэтому для снижения требуемой  $N_p$  стремятся меньше раскручивать двигатель в течение первого этапа запуска, т.е. ограничивать частоту вращения  $n_1$  возможно меньшей величиной.

Значение  $n_1$  определяется условиями розжига КС и характеристикой компрессора. Для надежного розжига КС требуется определенный минимальный расход топлива, при котором давление подачи достаточно велико для удовлетворительного распыления топлива форсунками. При этом расход воздуха должен быть достаточно большим, чтобы обеспечить допустимую температуру газа перед турбиной.

Обычно минимальная  $n_1$  принимается около  $10\%n_{\text{макс}}$ .

# ВТОРОЙ ЭТАП ЗАПУСКА

При этом турбина, работая на горячем газе, развивает все большую мощность и после небольшого увеличения оборотов  $n$  она становится основным источником мощности в процессе раскрутки ротора. Уже при  $n=n_p$  достигается условие  $N_T=Nk/\eta$ , т.е. минимально возможный режим устойчивой работы двигателя (когда  $N_u=0$ ). Однако небольшие изменения внешних условий или отклонения в работе автоматики могут привести к нарушению равновесия и остановке двигателя. Поэтому пусковое устройство отключается при более высокой частоте вращения  $n_2$ , когда при всех условиях может быть гарантирован дальнейший устойчивый выход на режим малого газа. В зависимости от особенностей характеристик элементов двигателя  $n_2$  составляет от 20 до 30%  $n_{\text{макс}}$ .

Для сокращения продолжительности второго этапа необходимо поддержание возможно более высокой температуры  $T_r^*$ . Но ее приходится ограничивать для обеспечения прочности деталей двигателя и для сохранения требуемых запасов газодинамической устойчивости.

# ТРЕТИЙ ЭТАП ЗАПУСКА

На третьем этапе происходит раскрутка ротора двигателя до частоты вращения малого газа  $n_{\text{МГ}}$ , которая осуществляется только турбиной, поскольку пусковое устройство уже отключено. Для снижения посадочной скорости самолета желательна возможно меньшая тяга на режиме малого газа при сохранении надежной и устойчивой работы двигателя. Однако по мере уменьшения  $n_{\text{МГ}}$  приемистость двигателя ухудшается, что снижает другие летные характеристики самолета. Эти соображения всегда учитываются при назначении  $n_{\text{МГ}}$ .

Обычно в современных ТРД

$$n_{\text{МГ}} = (0,3 \dots 0,5) n_{\text{макс}}$$

Требуемая продолжительность запуска устанавливается в зависимости от назначения самолета и составляет от 20 до 100с. Сокращение времени связано с увеличением мощности ПУ, что приводит к утяжелению системы запуска. Для снижения мощности ПУ в случае многовальных двигателей запускается обычно каскад ВД.

# СОСТАВ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА

система включает в себя:

- Пусковое раскручивающее устройство (стартер)
- Источник питания для него
- Пусковую топливную систему
- Элементы, обеспечивающие начальное воспламенение топлива

## Стартеры

Требуемая мощность стартера при продолжительности

запуска 30 - 60с составляет для:

- ТРД 5-7кВт на 10кН тяги
- ТВД – 10-20кВт на каждые 1000кВт мощности

Для запуска современных двигателей требуются стартеры мощностью от 1 до 120кВт.

Наибольшее распространение получили три типа стартеров:

- Электрический
- Газотурбинный
- Воздушный

# **ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СТАРТЕРЫ**

**Электрический стартер представляет собой электрический двигатель постоянного тока, питаемый от аккумуляторных батарей или от газотурбинной вспомогательной установки с электрогенератором.**

**Помимо электростартеров широкое применение нашли электрические стартер – генераторы, которые на запуске работают как стартеры, а на основных режимах – как генераторы, приводимые от двигателей. Это позволяет иметь один электрический агрегат и снизить массу системы.**

**Электрические стартеры компактны, надежны и просты в эксплуатации. Однако питающие их аккумуляторные батареи обладают большой массой и позволяют осуществлять лишь небольшое число пусков безподзарядки. Большая сила тока при низком напряжении питания обуславливает значительную массу проводов и контакторов. Все это приводит к тому, что такие стартеры применяются только при небольших мощностях, примерно до 25кВт.**

**Возможности электрических устройств сильно расширяются, если в качестве источника питания вместо аккумуляторных батарей используется специальный энергоузел (вспомогательная силовая установка – ВСУ), состоящая из электрогенератора, вращаемого небольшим газотурбинным двигателем.**

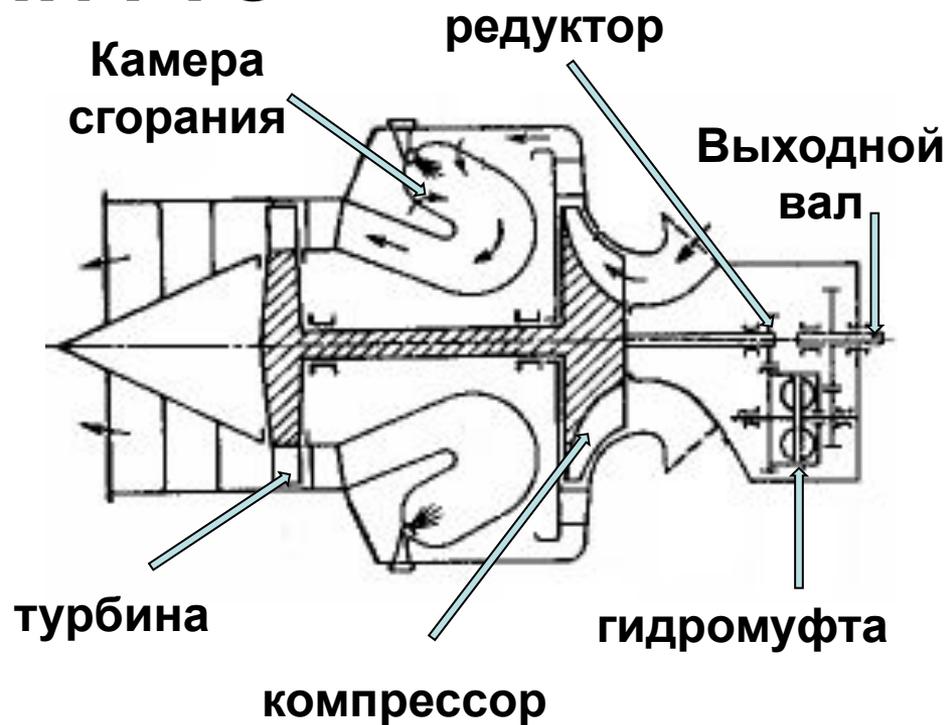
# ГАЗОТУРБИННЫЙ СТАРТЕР (ГТС)

Газотурбинный стартер представляет собой небольшой ГТД, раскручивающий ротор основного двигателя. Поскольку он работает кратковременно, только во время запуска, то к его экономичности особых требований не предъявляется. Он должен быть компактным, легким, простым, дешевым и обладать быстрым и надежным собственным запуском. Соответственно этим требованиям газотурбинный стартер выполняют с простыми элементами и низкими параметрами цикла. Обычно используется одноступенчатый центробежный компрессор, приводимый одноступенчатой турбиной. Так как частота вращения ротора газотурбинного стартера высока (30000-80000 об/мин), то в его конструкцию всегда встроен редуктор.

**Запуск газотурбинного стартера производится электростартером, питаемым от аккумуляторных батарей.**

# ОДНОВАЛЬНЫЙ ГТС

В кинематическую схему редуктора включена гидравлическая муфта сцепления, отключающая стартер от основного двигателя на нерабочих режимах. ГТС запускается от своего небольшого электростартера и выводится на режим малого газа.



После этого плавно включается гидромуфта и одновременно увеличивается режим работы стартера. Избыточная мощность на выводном валу стартера используется для раскрутки ротора основного двигателя, а плавность привода достигается гидромуфтой. После запуска основного двигателя стартер выключается.

# ГТС СО СВОБОДНОЙ ТУРБИНОЙ

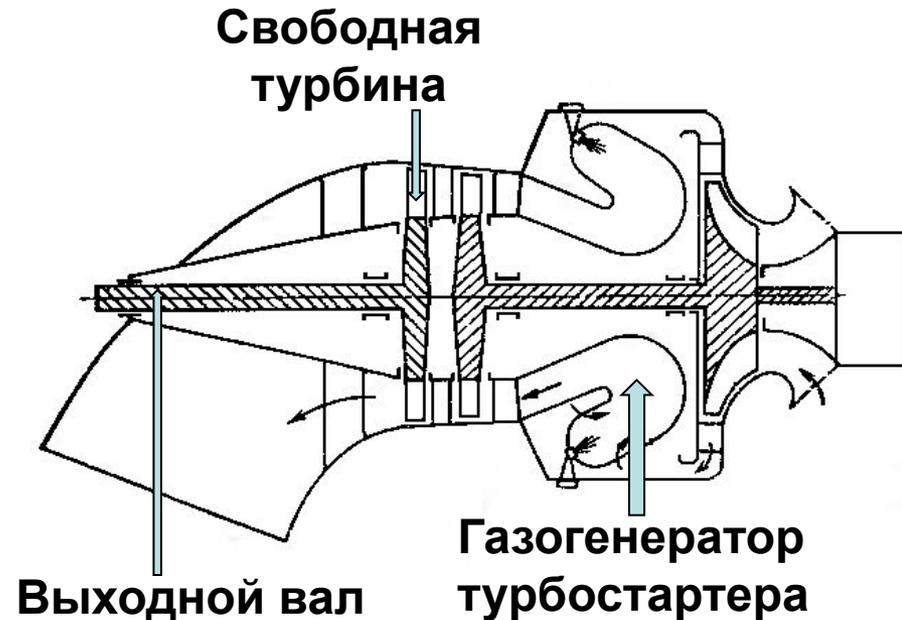
Ротор свободной турбины через редуктор соединен с ротором основного двигателя. Применение свободной турбины упрощает запуск стартера и позволяет иметь плавную передачу крутящего момента к ротору основного двигателя при запуске благодаря газовой связи между турбинами.

## Достоинства ГТС

ГТС обеспечивают автономность системы запуска, не требуют мощных аккумуляторов, не ограничивают возможную величину пусковой мощности и число последовательных запусков.

## Недостатки ГТС

- Высокая цена сравнительно с электрозапуском
- Увеличение времени запуска из-за необходимости предварительного запуска и вывода на режим стартера
- Необходимость применения сложного и дорогого стартера со всеми его системами на каждый двигатель силовой установки



# ВОЗДУШНЫЙ СТАРТЕР

Основным элементом воздушного стартера является воздушная турбина, питаемая сжатым воздухом от ВСУ или (в многодвигательной силовой установке) от компрессора уже работающего двигателя. ВСУ может быть наземной (аэродромной) или бортовой, если требуется автономность запуска. В многодвигательной силовой установке одна бортовая ВСУ обслуживает все двигатели, на которых устанавливаются только воздушные турбины.

Воздушные стартеры применяют на самолетах с многодвигательной силовой установкой при требуемой мощности пускового устройства свыше 25кВт. Они питаются сжатым воздухом под давлением до  $5\text{кг/см}^2$  при температуре  $150\text{-}230^\circ\text{C}$ .

## ВОЗДУШНЫЙ СТАРТЕР СТв-3 ДЛЯ ТРДД Д-30

Турбина воздушная

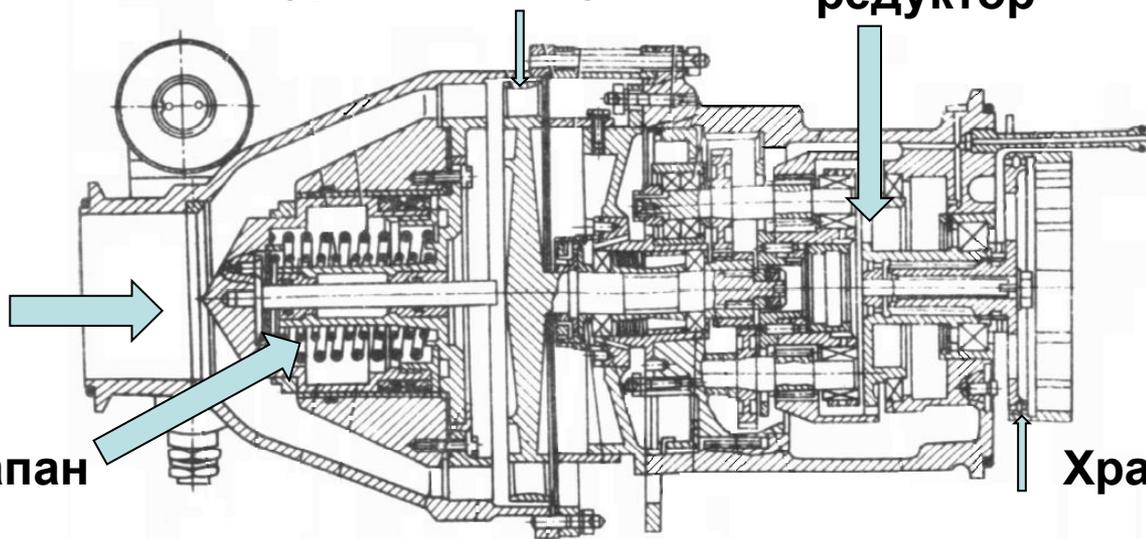
редуктор

Мощность –  
до 100кВт

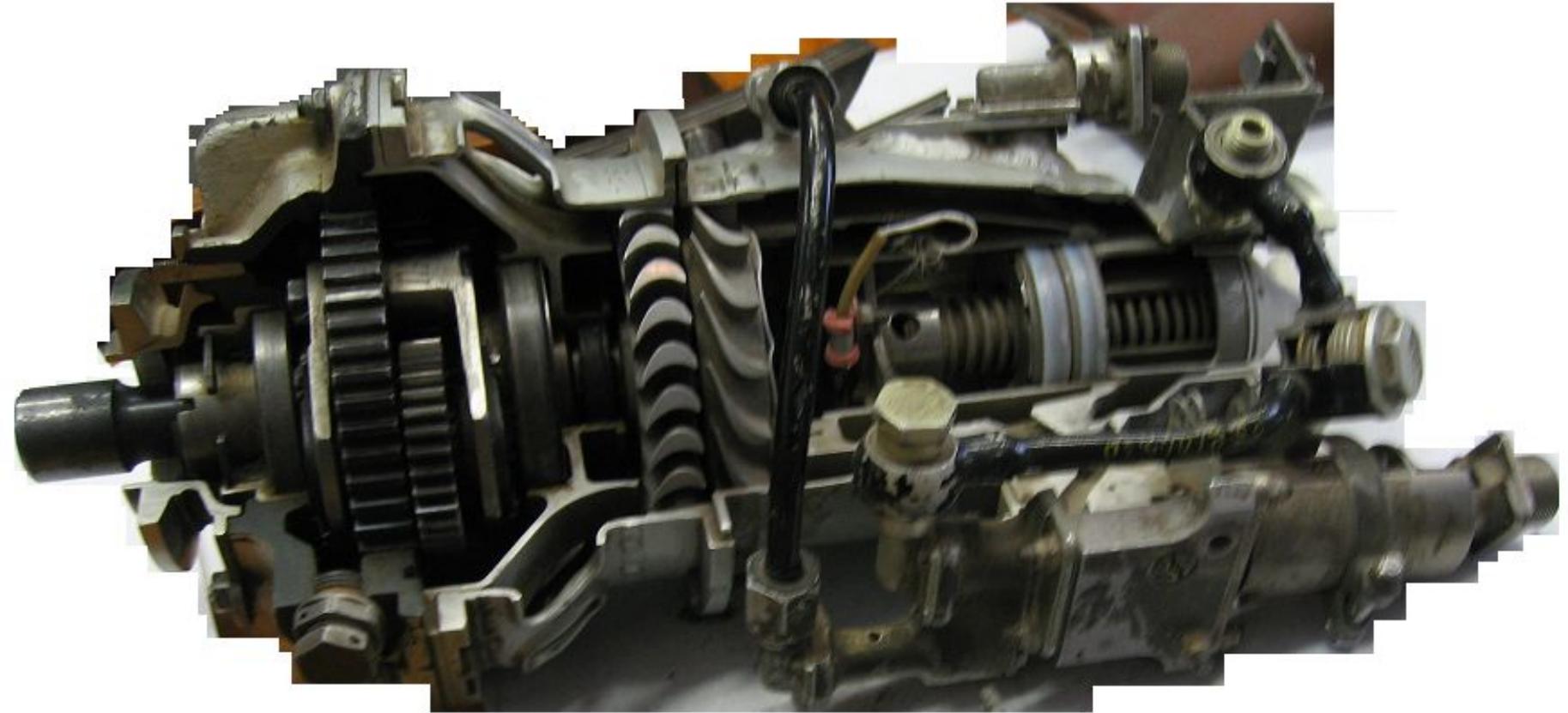
Подвод  
воздуха

клапан

Храповая муфта



# ВОЗДУШНЫЙ СТАРТЕР СТВ-3

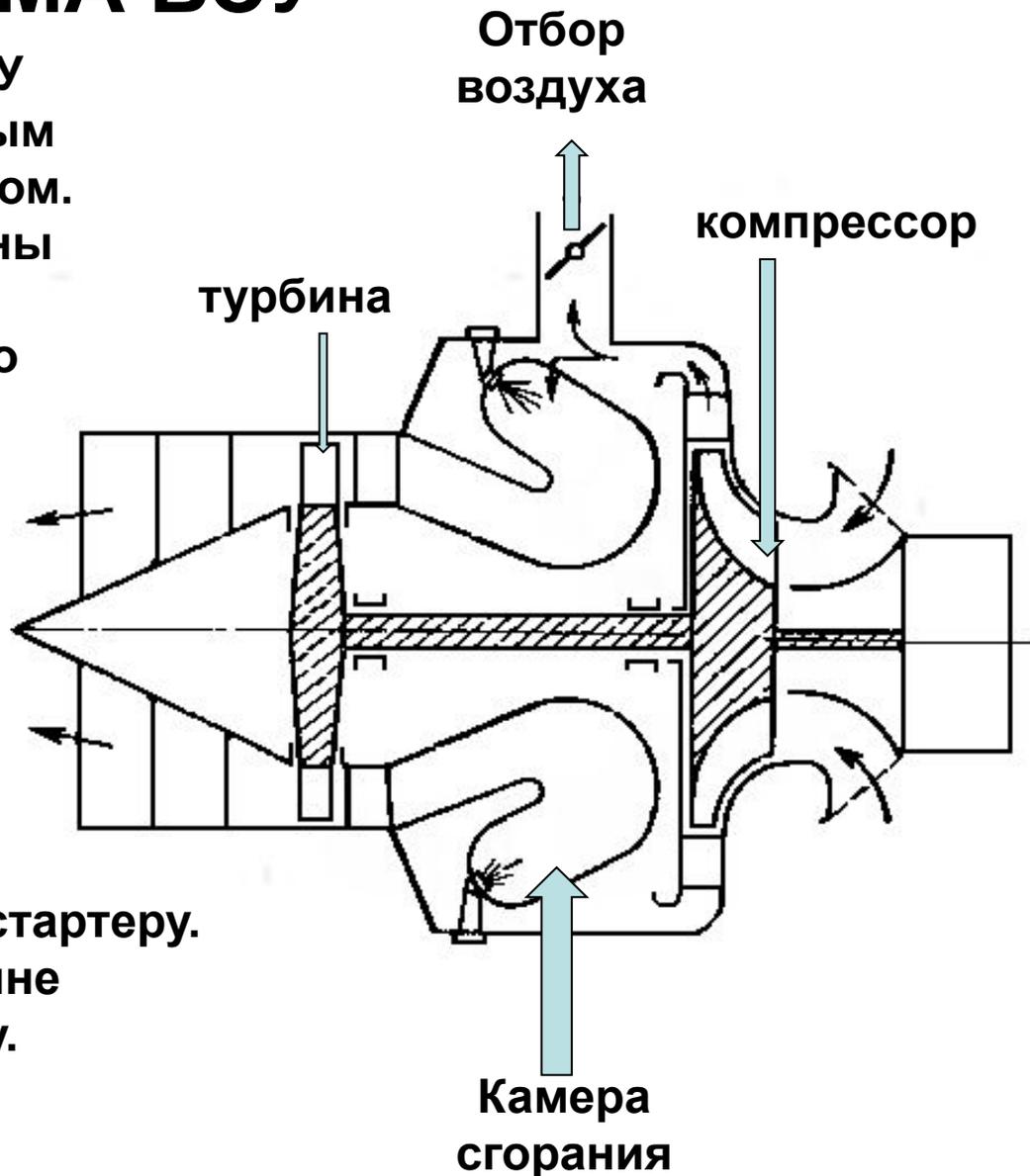


Корпус турбины объединен в одном агрегате с клапаном подвода воздуха, снабженном регулятором постоянного давления. Он необходим как из-за меняющегося в зависимости от внешней температуры давления воздуха за ВСУ так и из-за слишком высокого давления отбираемого от компрессора основного двигателя в случае запуска от другого, уже работающего двигателя.

# СХЕМА ВСУ

Газотурбинный двигатель ВСУ обычно выполняется одновальным с отбором воздуха за компрессором. Компрессор и турбина согласованы так, что за компрессором можно отбирать до 20-30% поступающего воздуха. Этот воздух на стоянке обычно используется для системы кондиционирования салона самолета.

Во время запуска закрывается автоматически отбор воздуха от ВСУ на кондиционирование салона и открывается воздушный клапан подачи воздуха от ВСУ к стартеру. Воздух по трубе проходит к турбине стартера и начинает его раскрутку.

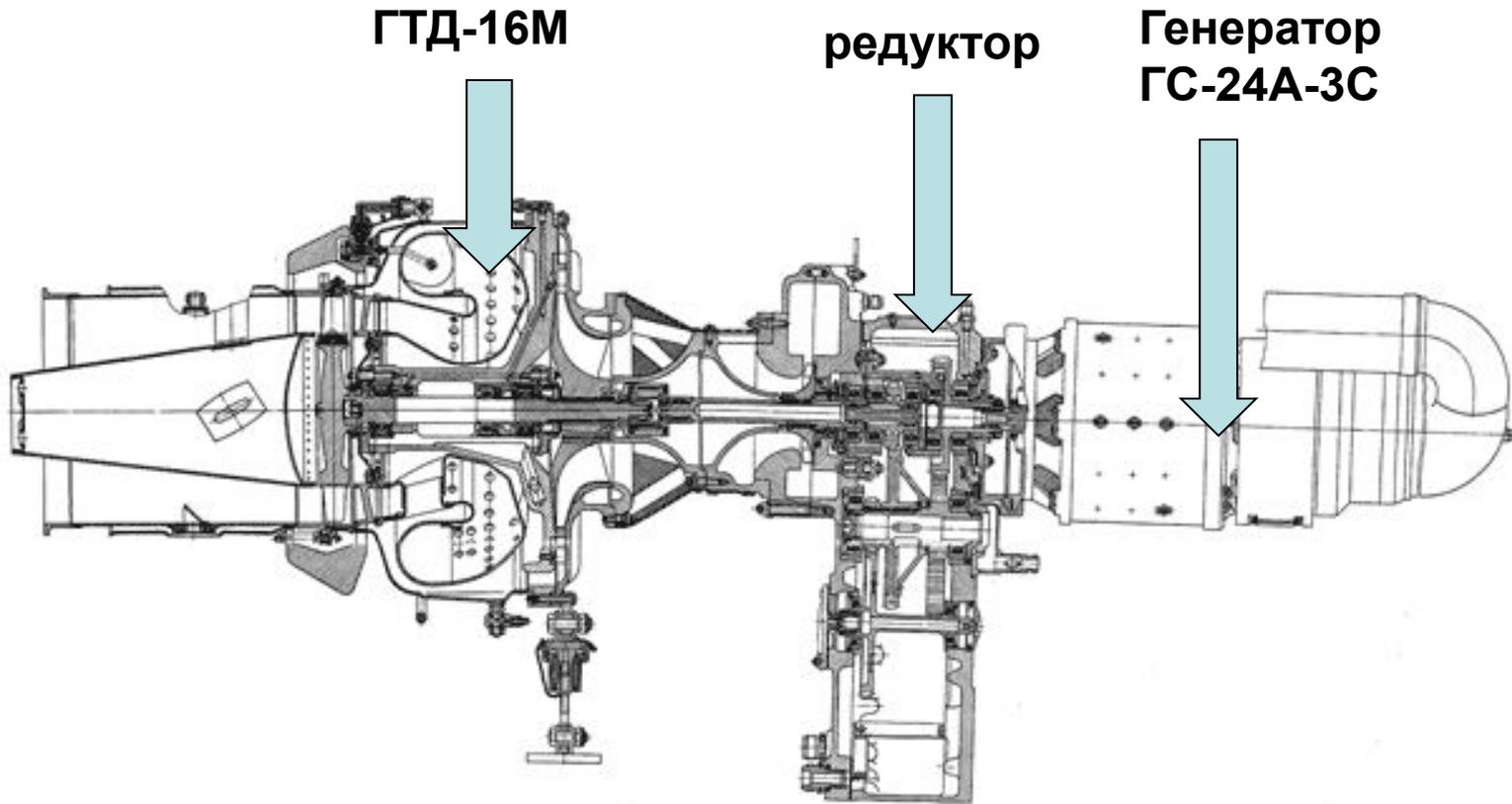


# ВСУ ТГ-16М



**Предназначена да обеспечения запуска газотурбинных двигателей самолетов на аэродромах с высотой расположения до  $H = 4200$  м (для самолета Ан-32 до  $H = 4500$  м) и питания бортовой сети самолета как во время подготовки к полету, так и в полете на высотах до  $H = 4200$  м (в последнем случае - как аварийный источник тока).**

# СОСТАВ УСТАНОВКИ ТГ-16М

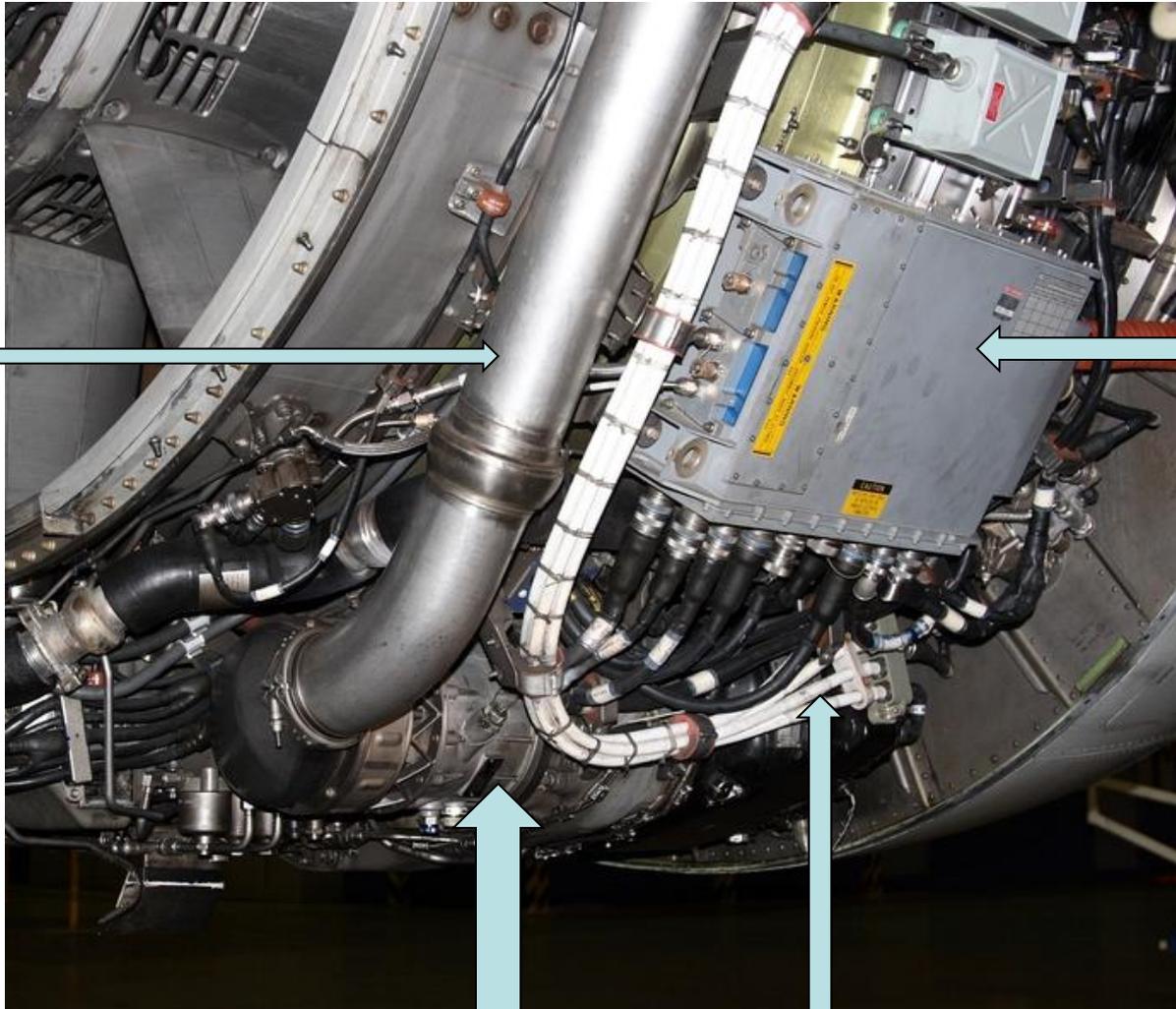


**Турбогенераторная установка ТГ-16М является автономным агрегатом и состоит из**

- газотурбинного двигателя ГТД-16М,
- редуктора,
- генератора постоянного тока ГС-24А-3С
- систем, обеспечивающих запуск и работу установки.

# ВОЗДУШНЫЙ СТАРТЕР

Труба  
подвода  
воздуха

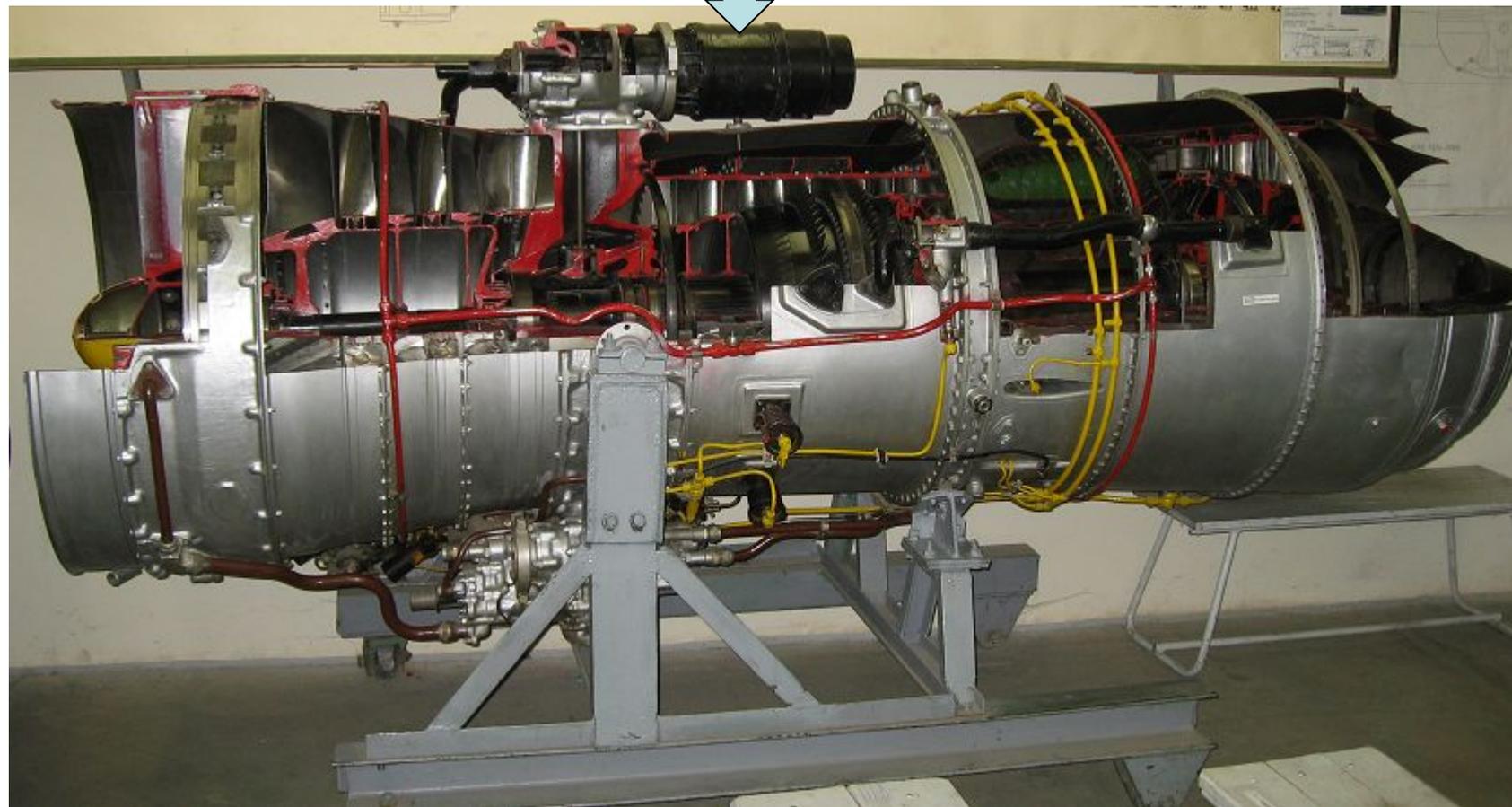


Автомат  
управления  
запуском

Воздушная турбина

Электрические кабели

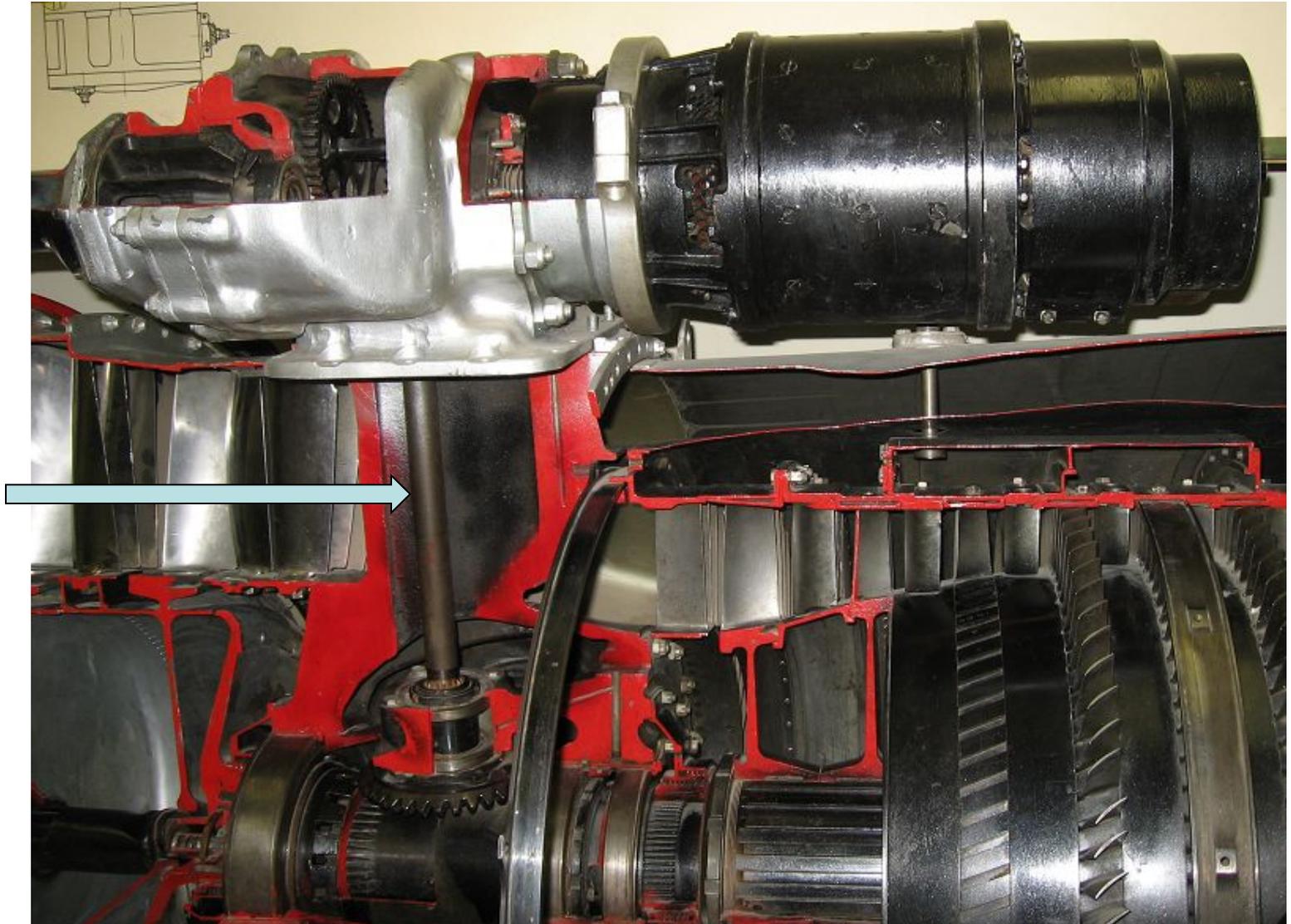
# ТРДД Д20П СО СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРОМ



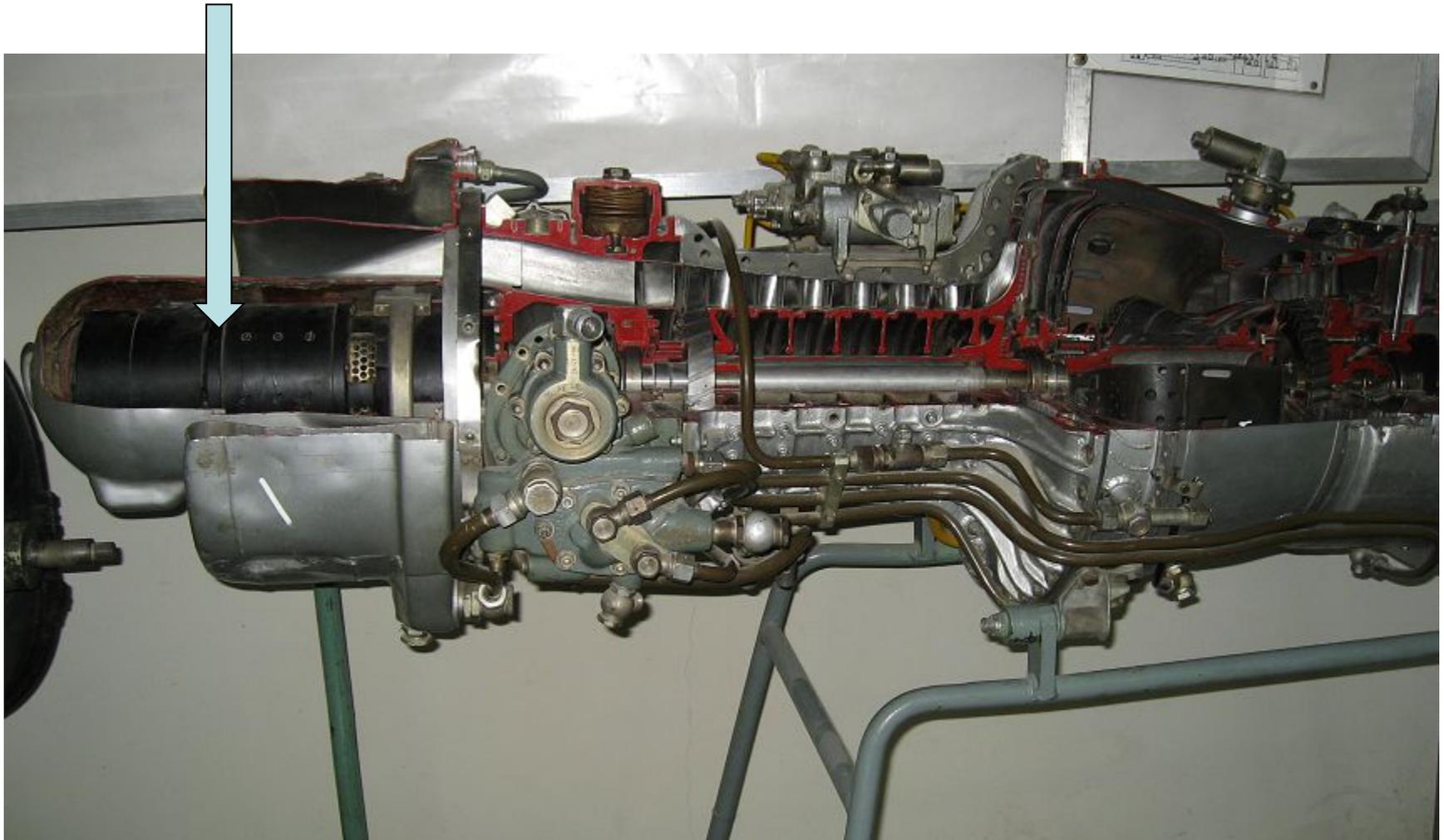
**Мощность от стартера к валу двигателя передается  
через конический вал-шестерню**

# СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОР

Вал-  
шестерня  
привода



# СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОР ТВаД ГТД-3Ф



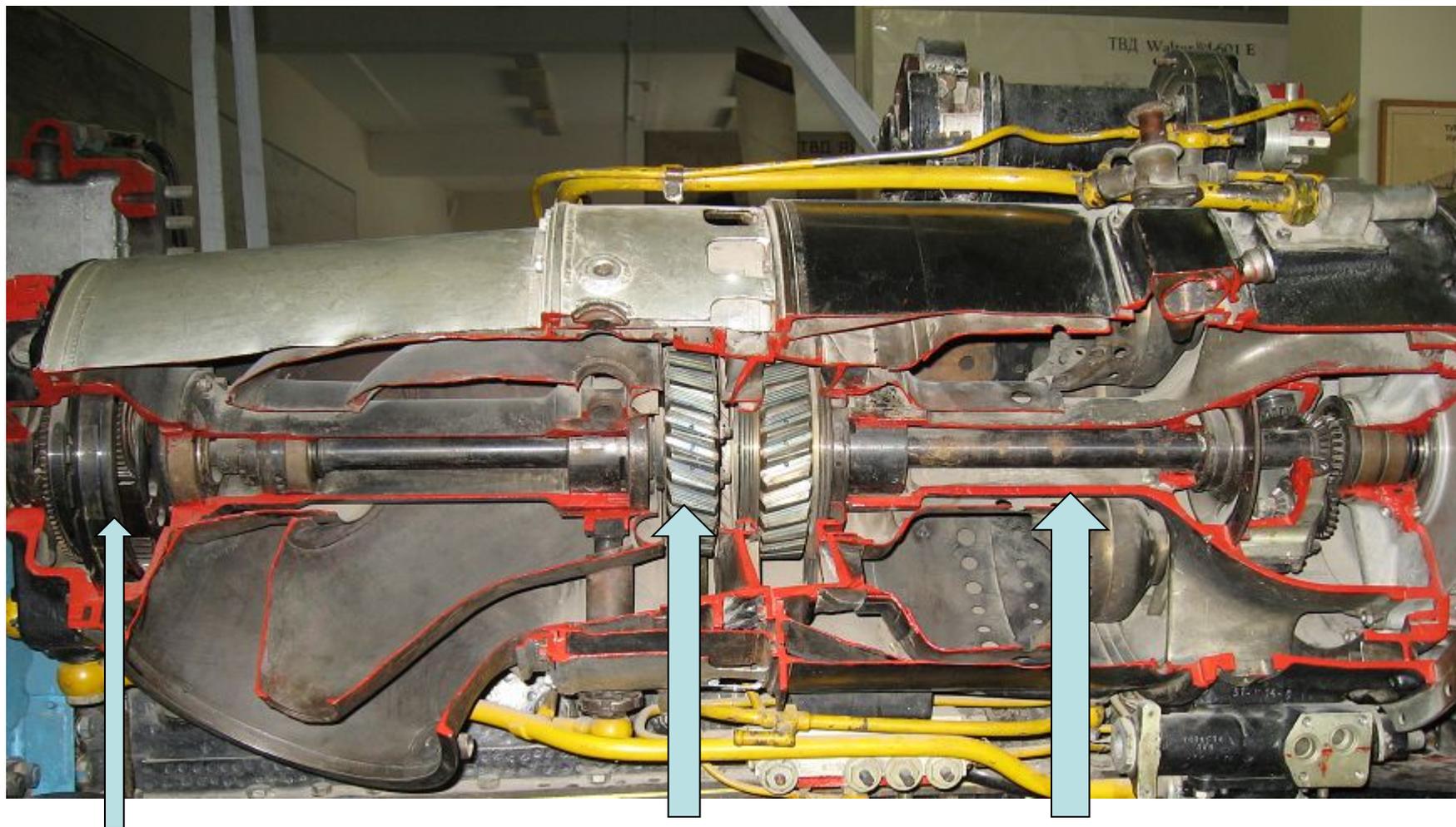
Стартер расположен на оси двигателя

# ТВД НК-12 С ТУРБОСТАРТЕРОМ



**Турбостартер расположен параллельно оси двигателя и связан с ним приводным валом-шестерней, расположенным по нормали к оси двигателя**

# ТУРБОСТАРТЕР ТВД НК-12 СО СВОБОДНОЙ ТУРБИНОЙ

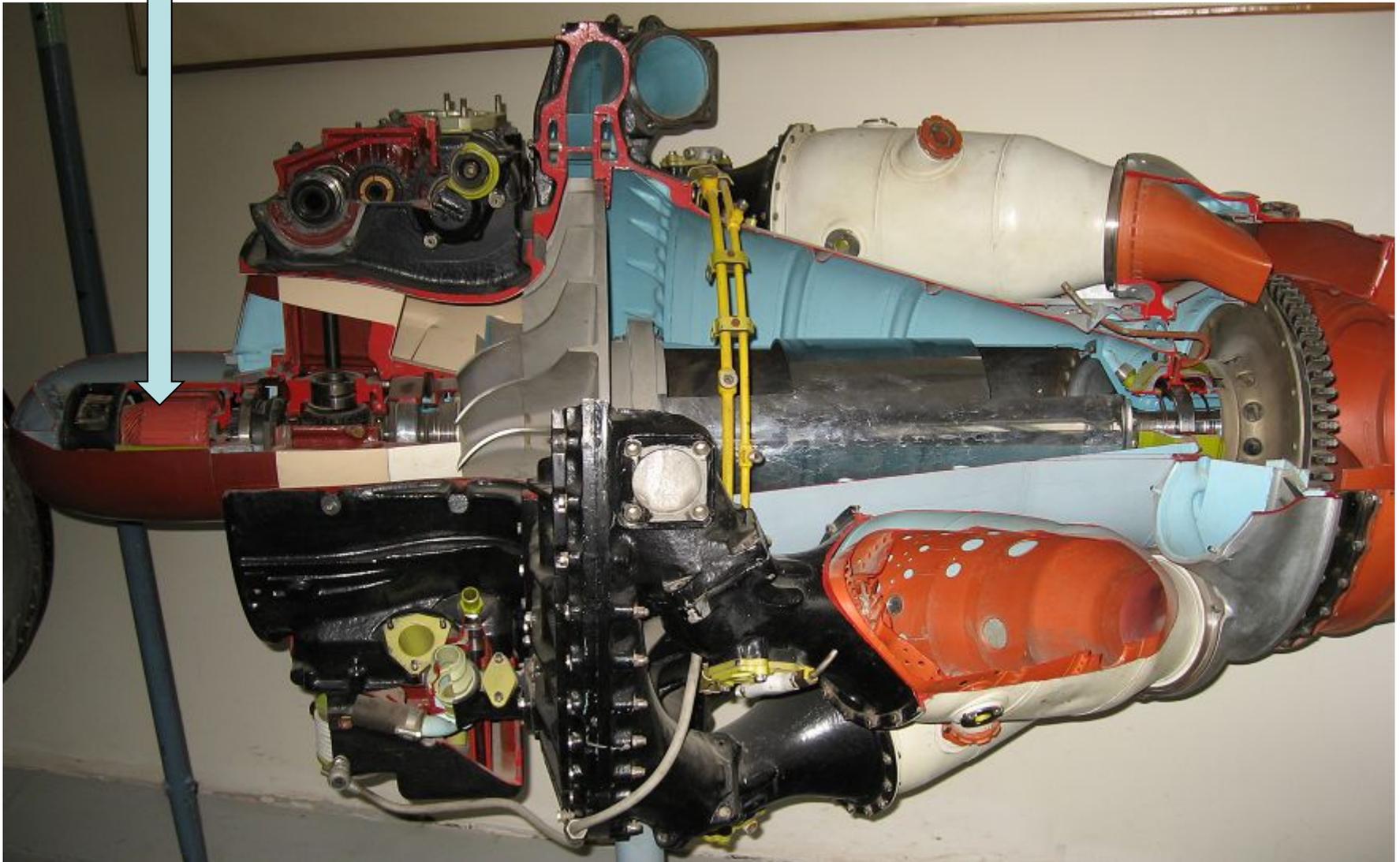


**Планетарный  
редуктор**

**Свободная  
турбина**

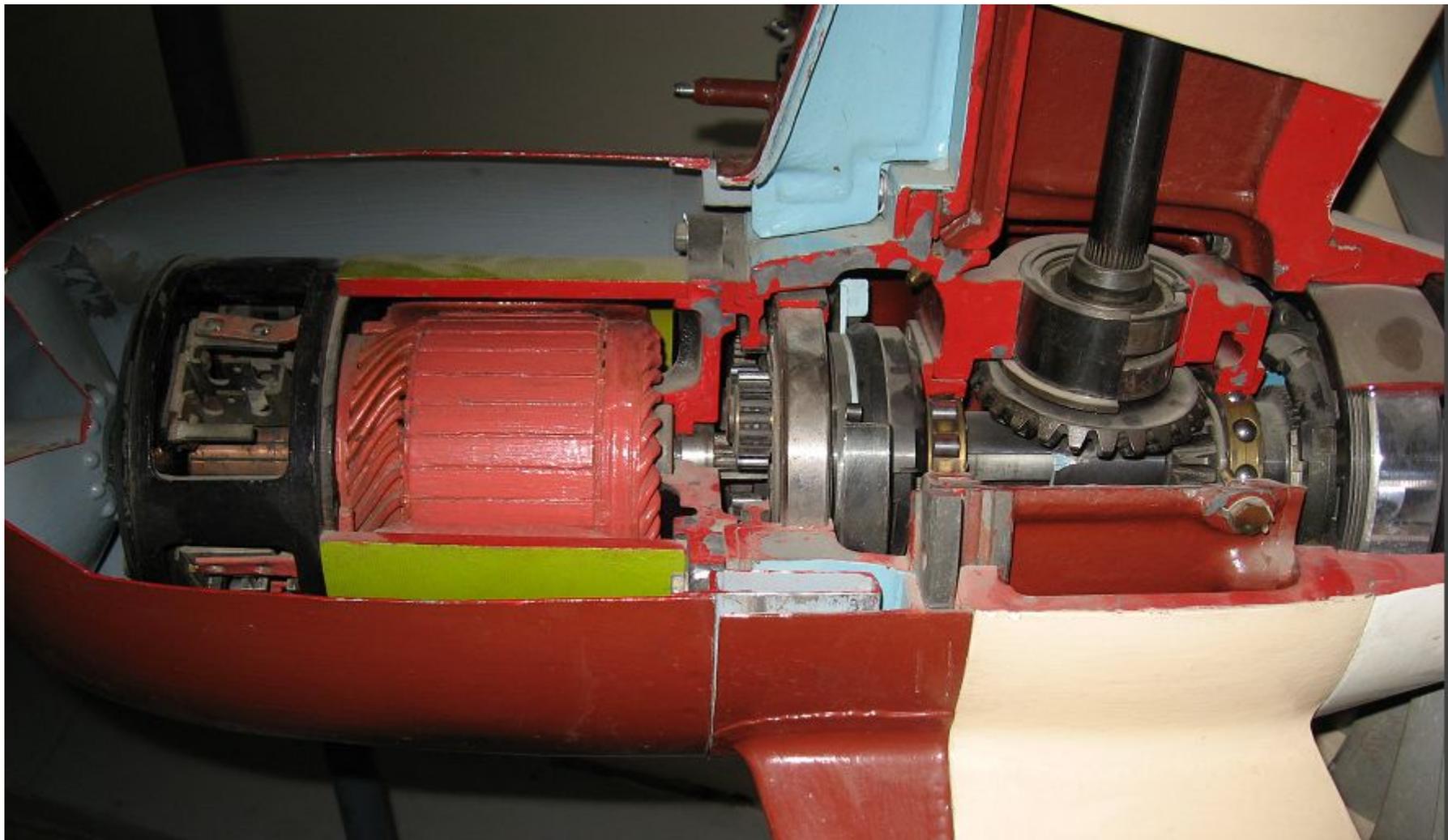
**газогенератор**

# ТРД М-701 СО СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРОМ



Стартер-генератор расположен по оси двигателя

# СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОР

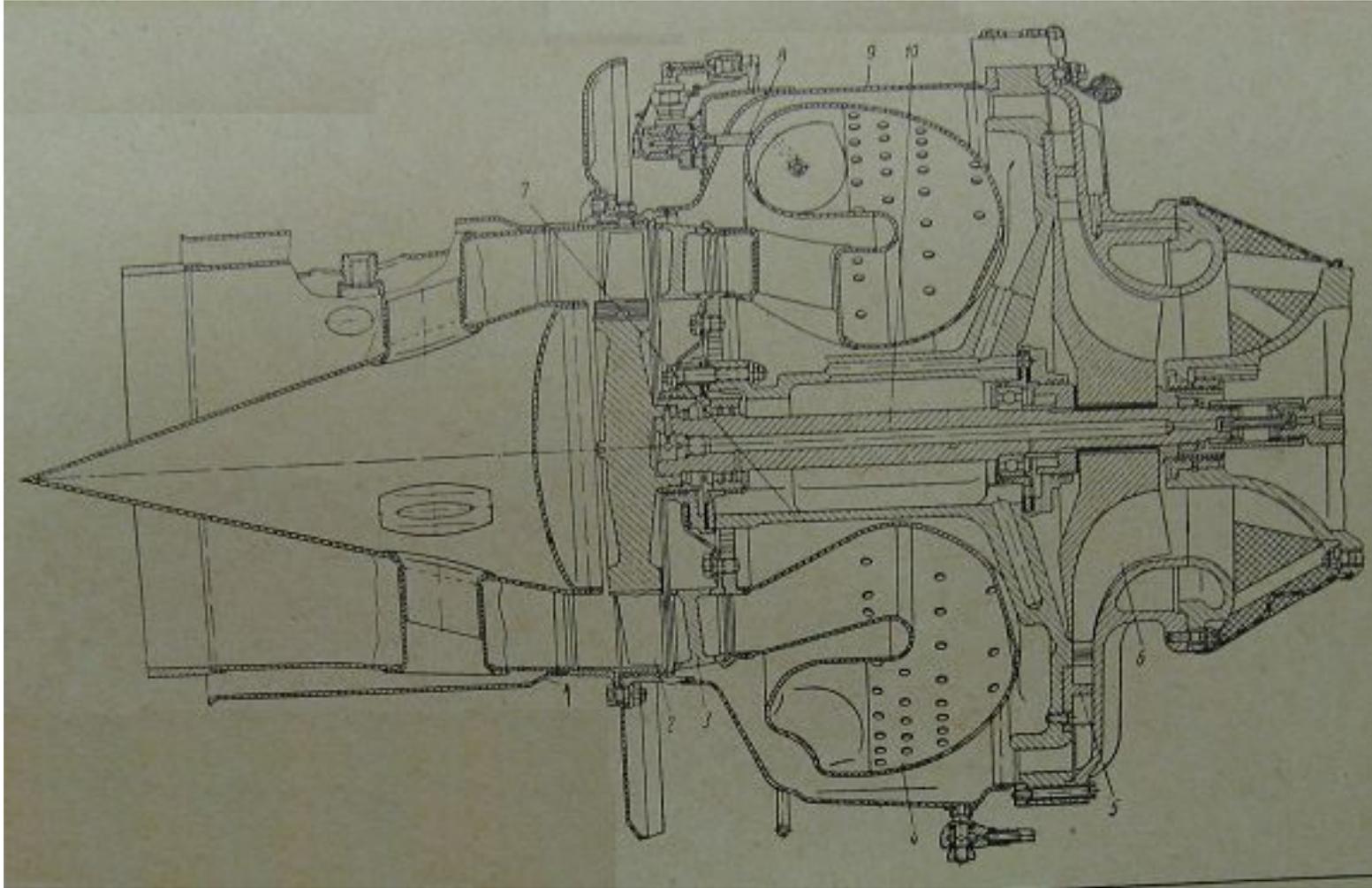


# ТУРБОСТАРТЕР ТРД РД-3М



Турбостартер расположен на оси двигателя

# СХЕМА ТУРБОСТАРТЕРА



# ПНЕВМОСТАРТЕР ТРДД Д-36

