
Дисциплина: «Эксплуатация и ремонт авиационного оборудования самолетов и вертолетов»

Тема № 11. Электрические устройства систем запуска силовых установок

Лекция № 7. Системы запуска газотурбинных двигателей (ГТД)

Учебные цели занятия

Знать:

- классификацию систем запуска;
- требования, предъявляемые к системам запуска.
- основные этапы запуска.

Отводимое время на занятие 90 минут

Учебные вопросы занятия

- 1. Классификация систем запуска.**
- 2. Требования, предъявляемые к системам запуска.**
- 3. Основные этапы запуска.**

Литература на самоподготовку

- 1. В.Д. Константинов, И.Г. Уфимцев, Н.В. Козлов "Авиационное оборудование самолётов", стр. 85...103.**
- 2. Ю. П. Доброленский "Авиационное оборудование", стр. 57...77**
- 3. А.С. Тырченко, Н.Н. Точилов, М.М. Ногас, В.М. Блувштейн "Авиационное оборудование вертолётов"**

ВОПРОС 1

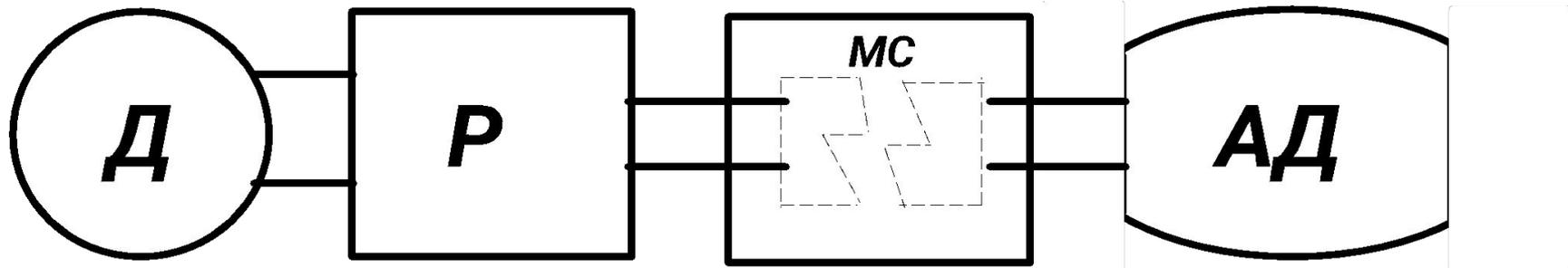
Классификация систем запуска

**В зависимости от типа стартера системы запуска АД
классифицируют:**

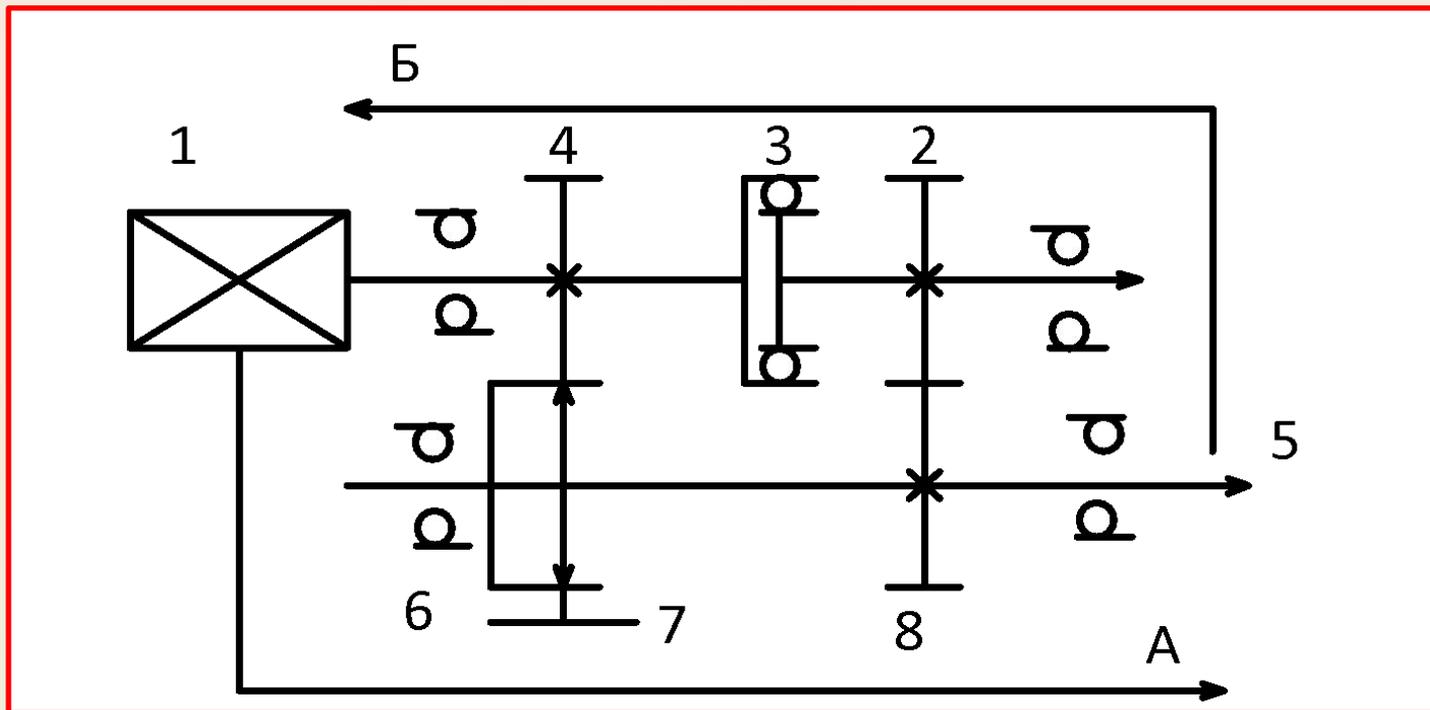
- **электрические системы запуска с электростартерами (в том числе со стартерами-генераторами);**
- **турбокомпрессорные системы запуска (с турбокомпрессорными стартерами, работающими на топливе основного двигателя);**
- **воздушные системы запуска (с воздушными турбостартерами, работающими на сжатом воздухе);**
- **воздушно-пороховые системы запуска (с пороховыми турбостартерами, работающие на горячем газе, получаемом при сгорании твердого топлива);**
- **гидравлические системы запуска с гидростартерами (в том числе со стартерами-генераторами).**

Для запуска ГТД на летательных аппаратах, применяются электрические стартеры и стартеры-генераторы четырех типов:

- **стартеры прямого действия типа СТ;**
- **стартеры-генераторы типа ГСР-СТ (якорь машины соединен с приводом ГТД через двухскоростной редуктор);**
- **стартеры-генераторы типа СТГ со встроенным планетарным двухскоростным редуктором;**
- **обычные самолетные генераторы типа ГСР и ГС, применяемые в стартерном и генераторном режимах с постоянным передаточным числом редуктора, расположенного в приводе ГТД.**



Структура стартера прямого действия



Кинематическая схема редуктора с автоматически изменяемым передаточным отношением

ВОПРОС 2

**Требования
предъявляемые к системам запуска**

Требования к системам запуска :

обеспечение надежного запуска двигателя на земле и в воздухе при всех условиях, возможных при эксплуатации

минимальное время запуска

обеспечение автономного запуска двигателя - запуска от бортовых источников энергии

постоянная готовность систем к действию

обеспечение как минимум трехкратного автономного запуска

экономичность расхода энергии (рабочего тела) источника питания

простота в эксплуатации и обслуживании

автоматизация всех операций запуска

минимальные габариты и масса

ВОПРОС 3

Основные этапы запуска

Основные этапы запуска авиационного двигателя

Первый этап, начинающемся с момента подключения пускового устройства, раскрутка ротора авиадвигателя осуществляется только стартером, без подачи топлива в камеры сгорания.

На втором этапе, начинающемся с момента воспламенения горючей смеси, ротор авиадвигателя раскручивается стартером и турбиной, начавшей развивать положительную мощность ($M_T > 0$).

Второй этап продолжается до частоты n_3 , называемой частотой сопровождения. При частоте вращения n_3 стартер отключается.

Третий этап, начинается с момента отключения стартера.

На третьем этапе происходит самостоятельный разгон ротора авиадвигателя с заданным ускорением под воздействием значительного избыточного момента турбины, обеспечивающего быстрое достижение частоты вращения малого газа.

Основные этапы запуска авиационного двигателя

Момент, развиваемый стартером

$$M_{СТ} = M_C + J \frac{dn}{dt}$$

Вращающий момент, развиваемый турбиной с начала вступления ее в активную работу, практически линейно зависит от частоты вращения, т.е.

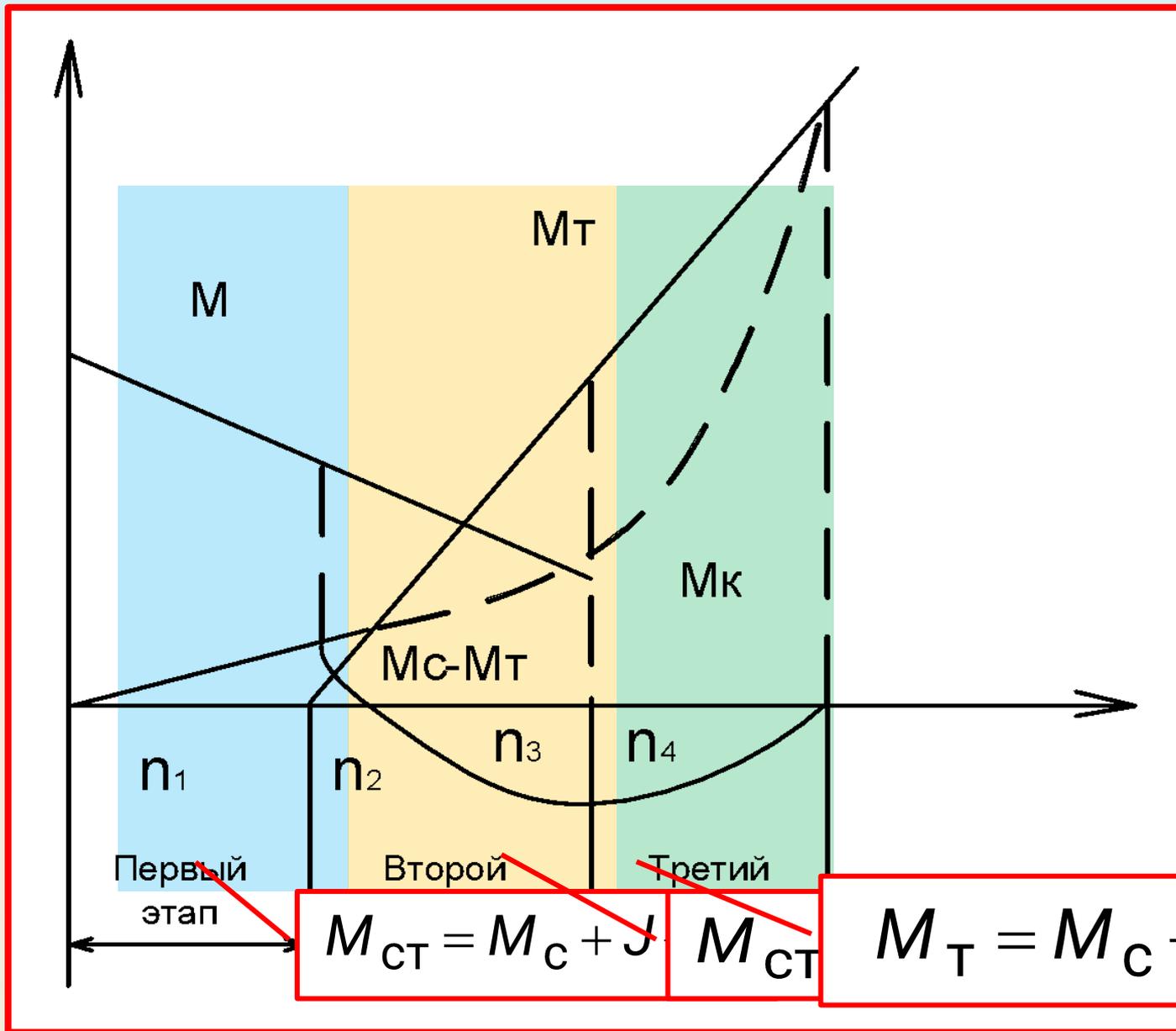
$$M_T = mn - p$$

На втором этапе выполняется следующее условие:

$$M_{СТ} + M_T = M_C + J \frac{dn}{dt}$$

На третьем этапе, происходит самостоятельный разгон ротора авиадвигателя с заданным ускорением под воздействием значительного избыточного момента турбины, обеспечивающего быстрое достижение частоты вращения малого газа. При этом:

$$M_T = M_C + J \frac{dn}{dt}$$



Этапы (периоды) запуска авиадвигателя