

СГАУ: 6(У)
с 409

САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

СИСТЕМЫ ЗАПУСКА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

САМАРА 2002

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

СИСТЕМЫ ЗАПУСКА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*Методические указания
к практической работе*

ИНФОРМАЦИЯ

Самарский Государственный
аэрокосмический университет
№ 661319
Научно-техническая
библиотека

САМАРА 2002

Составитель И.В. Таммскиви

УДК 629.7.03

Системы запуска авиационных двигателей: Метод. указания / Самар. гос. аэрокосм. ун - т; Сост. И.В. Таммскиви. Самара, 2002. 34 с.

Изложены краткие сведения о разработанных системах запуска авиационных поршневых и газотурбинных двигателей; агрегатах предварительной раскрутки ротора (коленчатого вала) двигателя. Приведена методика приближенного определения потребной мощности агрегата предварительной раскрутки.

Методические указания предназначены для студентов специальности 130 300 и используются при проведении индивидуально – практических занятий по курсу “Авиационные силовые установки”. Подготовлены на кафедре ЭЛАИД.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва.

Рецензент А.В. Суслин

СОДЕРЖАНИЕ

1. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ РАБОТЫ	4
2. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА	4
2.1. Общие сведения о запуске газотурбинных двигателей.....	4
2.2. Общие сведения о запуске поршневых двигателей...	6
3. СИСТЕМЫ ЗАПУСКА	6
3.1. Требования, предъявляемые к системам запуска...	6
3.2. Классификация систем запуска.....	7
3.3. Масса автономной системы запуска.....	15
4. АГРЕГАТЫ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ РАСКРУТКИ... ..	16
4.1. Классификация агрегатов предварительной раскрутки	16
4.2. Определение потребной мощности агрегата предварительной раскрутки.....	28
4.3. Порядок проведения расчета.....	35
5. СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА.....	36
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ.....	37

1. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ РАБОТЫ

Практическая работа предусматривает ознакомление студентов с разработанными системами запуска авиационных поршневых и газотурбинных двигателей, агрегатами предварительной раскрутки ротора (коленчатого вала) двигателя и методикой приближенного определения их потребной мощности.

Задачами работы являются подбор системы запуска для заданного двигателя, типа агрегата предварительной раскрутки и определение его потребной мощности.

2. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА

Для возможности использования любого двигателя по прямому назначению необходимо вывести его на минимальный режим устойчивой работы. Процесс вывода двигателя на этот режим, называемый режимом малого газа, и представляет собой запуск.

Запуск двигателя на земле включает раскрутку ротора (коленчатого вала) двигателя внешним раскручивающим устройством – агрегатом предварительной раскрутки (стартером), подачу топлива в камеру сгорания двигателя, его воспламенение и вывод двигателя на режим малого газа. Таким образом, для осуществления запуска двигателя необходимы агрегат предварительной раскрутки, источник энергии для питания агрегата предварительной раскрутки, пусковые топливные магистрали, агрегаты зажигания и управления. Комплекс этих агрегатов и устройств называется системой запуска.

2.1. Общие сведения о запуске газотурбинных двигателей

Запуск ГТД является неустановившимся процессом раскрутки ротора двигателя от неподвижного состояния в наземных условиях или от режима авторотации в полёте до режима малого газа.

Для запуска ГТД необходимо, чтобы рабочее тело в камере сгорания было доведено до того состояния, при котором возможно устойчивое протекание рабочего процесса, т.е. в камеру сгорания двигателя должно поступать достаточное количество воздуха под определенным давлением.

Создание в камере сгорания условий устойчивого протекания рабочих процессов происходит при прокрутке ротора двигателя агрегатом предварительной раскрутки. По мере увеличения оборотов ротора двигателя и кинематически связанного с ним топливного насоса возрастает давление топлива в магистрали до форсунок. При возрастании давления топлива до определенной величины, достаточной для его хорошего распыления, открывается стоп – кран и топливо через распределитель поступает к форсункам первого контура камеры сгорания и далее в камеру сгорания, где в результате его испарения и смешивания с воздухом образуется топливо – воздушная смесь. Поджигание образовавшейся смеси осуществляется запальными свечами пусковых воспламенителей, на которые подается напряжение от пусковой катушки зажигания. В результате резко повышаются температура и давление в камере сгорания и турбина двигателя вступает в активную работу, начиная совместно с агрегатом предварительной раскрутки раскручивать ротор двигателя. Путем обеспечения соответствующей подачи топлива в камеру сгорания с применением топливной автоматики достигается необходимое участие турбины в раскрутке ротора двигателя. При определенной частоте вращения ротора агрегат предварительной раскрутки отключается и двигатель разгоняется до режима малого газа за счет энергии турбины. Таким образом, в запуске ГТД участвуют следующие агрегаты и системы:

- агрегат предварительной раскрутки ротора (при запуске на земле) и источник энергии для его питания;
- топливный автомат запуска, дозирующий в процессе запуска подачу топлива в камеру сгорания по определенной программе;
- пусковая топливная система, подающая топливо в камеру сгорания в процессе запуска;
- электрическая система зажигания пусковой топливоздушная смеси;
- система подпитки кислородом при запуске двигателя на больших высотах;
- управляющая, защитная, сигнальная и коммутационная аппаратура, обеспечивающая необходимую последовательность включения в работу агрегатов системы запуска.

2.2. Общие сведения о запуске поршневых двигателей

Запуск поршневого двигателя представляет процесс раскрутки коленчатого вала двигателя агрегатом предварительной раскрутки с определенной угловой скоростью с целью создания в цилиндрах необходимого сжатия топливовоздушной смеси и температуры заряда, достаточной для испарения топлива, его воспламенения, устойчивого горения и дальнейшего перехода двигателя на циклическую работу. Опытном эксплуатации установлено, что для получения горючей смеси и её нормального горения в цилиндрах коленчатый вал поршневого двигателя необходимо повернуть на 1,5...2 оборота с угловой скоростью 50...60 об/мин. При такой скорости мощность двигателя оказывается достаточной для сообщения коленчатому валу необходимого ускорения и выхода двигателя на режим самостоятельной работы. В состав системы запуска поршневого двигателя входят:

- агрегат предварительной раскрутки коленчатого вала двигателя и источник энергии для его питания;
- аппаратура подачи топлива в цилиндры в процессе запуска;
- электрическая пусковая система зажигания топливовоздушной смеси;
- система прогрева двигателя для запуска при низких температурах.

3. СИСТЕМЫ ЗАПУСКА

3.1. Требования, предъявляемые к системам запуска

К системам запуска предъявляют следующие основные требования:

1. Двигатель должен надежно запускаться во всех условиях эксплуатации ЛА без дополнительной регулировки перед запуском элементов автоматики и топливорегулирующей аппаратуры.

2. Запуск двигателя на земле должен обеспечиваться как от бортовых, так и от аэродромных источников энергии; при этом система запуска должна обеспечивать переключение питания агрегата предварительной раскрутки с бортового источника на аэродромный и наоборот.

3. Запуск двигателей от бортовых источников энергии должен быть автономным, а емкость бортовых источников энергии должна обеспечивать (без их промежуточной дозарядки или дозаправки) последовательные запуски, число которых должно быть как минимум на единицу больше числа двигателей на ЛА.

4. Запуск двигателя должен быть автоматизированным и удовлетворять следующим условиям:

- система запуска должна включаться путем нажатия на пусковую кнопку;

- процесс запуска до выхода двигателя на заданный режим должен происходить автоматически, без выполнения дополнительных ручных операций после нажатия на пусковую кнопку и установки рычага управления двигателем (РУД) в положение, соответствующее запуску;

- автоматика системы запуска должна обеспечивать устойчивую работу двигателя в процессе запуска и выход на режим малого газа за установленное время;

- система запуска двигателя на земле и в полете должна автоматически отключаться и подготавливаться к следующему запуску;

- на многодвигательных ЛА система запуска должна обеспечивать возможность запуска одного из двигателей, а также запуск последующих (как одновременный, так и последовательный) с использованием энергии ранее запущенных двигателей.

5. Система запуска должна быть безопасной и при необходимости обеспечивать быстрое прекращение процесса запуска.

6. Система запуска должна иметь минимально возможные габариты и массу, а агрегаты системы запуска – возможность многоцелевого использования.

7. Система запуска должна иметь низкую стоимость изготовления и технического обслуживания.

8. Ресурс системы запуска должен быть соизмерим с ресурсом двигателя или ЛА.

3.2. Классификация систем запуска

Тип системы запуска определяется типом агрегата предварительной раскрутки ротора (коленчатого вала) двигателя, а также

типом источника энергии для питания системы запуска. В качестве агрегатов предварительной раскрутки используют электростартеры, турбостартеры, гидростартеры, струйные пусковые устройства и мускульную силу человека. В качестве источников энергии для питания систем запуска используют бортовые (устанавливаются непосредственно на ЛА), наземные (аэродромные) источники энергии, либо их комбинацию. Выбирая тип системы запуска, необходимо учитывать мощность, вес и размеры агрегатов предварительной раскрутки и источников энергии для их питания; обеспеченность автономного запуска двигателя от данной системы запуска и количество запусков, обеспечиваемое этой системой без подзарядки (дозаправки) источников энергии; возможность применения данной системы запуска на различных типах ЛА, где устанавливается данный двигатель, и другие факторы.

Электрические системы запуска

Электрические системы запуска широко применяются для запуска поршневых, турбореактивных и турбовинтовых двигателей вследствие простоты управления и легкости автоматизации операций запуска, надежности работы, простоты и удобства обслуживания.

Раскрутка ротора двигателя в таких системах осуществляется электрическим стартером либо стартером–генератором. Существуют электрические системы запуска переменного и постоянного тока, однако вследствие более простой схемы и возможности хранения на борту ЛА запаса электрической энергии последние в настоящее время нашли наиболее широкое применение в конструкциях ЛА. Принцип действия электрических систем запуска постоянного тока определяется способом регулирования скорости вращения электростартера в процессе запуска. Такое регулирование необходимо для обеспечения оптимальной раскрутки ротора двигателя стартером до режима самовращения, когда турбина запускаемого двигателя развивает мощность, достаточную для собственного вращения, вращения компрессора, агрегатов двигателя и для преодоления механических потерь в двигателе.

Электрические системы запуска могут быть с параллельным соединением источников энергии на все время работы системы или

ступенчатым – с переключением источников энергии в процессе запуска с параллельного соединения на последовательное. В последнем случае на клеммы стартера подается повышенное напряжение, что позволяет повысить его мощность и эффективно использовать энергию источников питания. В результате повышаются конечные обороты прокрутки ротора двигателя электростартером и его избыточные моменты, улучшается качество и повышается надежность запуска.

Источником энергии для питания электрических систем запуска могут быть комплект бортовых аккумуляторных батарей, бортовая турбогенераторная установка, генератор, приводимый во вращение одним из запущенных основных двигателей (на ЛА с двумя или большим числом двигателей) или аэродромные источники.

Основной недостаток электрических систем запуска заключается в значительном увеличении массы и габаритов системы при увеличении ее мощности, в связи с чем применение данной пусковой системы нецелесообразно для осуществления автономного запуска мощных двигателей. Кроме того, емкость аккумуляторных батарей существенно снижается с уменьшением температуры окружающего воздуха, что усложняет их эксплуатацию в зимний период.

Применение электрических пусковых систем целесообразно для запуска основных двигателей небольшой мощности (особенно на многодвигательных ЛА, где в качестве источника электрической энергии используется бортовая турбогенераторная установка) и вспомогательных силовых установок (ВСУ).

Воздушные системы запуска

Воздушные системы запуска обеспечивают раскрутку ротора двигателя энергией сжатого воздуха. Воздух в таких системах может подводиться либо непосредственно к лопаткам компрессора или турбины двигателя (струйные пусковые устройства), либо использоваться для привода специального стартера, который вращает ротор двигателя.

Струйные пусковые устройства работают по принципу турбины Лаваля (струя сжатого воздуха подводится к периферийной части рабочих лопаток). Такие пусковые системы применяются только для

небольших маломощных двигателей, что связано с их низкой эффективностью вследствие больших расходов воздуха.

В качестве специального стартера в воздушных системах запуска используется высокооборотная турбина, которая может работать как на горячем, так и на холодном сжатом воздухе. При использовании последнего его весовые количества, необходимые для запуска двигателя, весьма значительны. Кроме того, резкое понижение температуры воздуха при расширении может привести к обледенению турбины. Поэтому в большинстве таких систем в качестве энергоносителя применяется подогретый воздух низкого (0,25... 0,5 МПа) или высокого (более 0,5 МПа) давления.

Источниками сжатого воздуха в таких системах могут быть бортовые баллоны, ВСУ, компрессор одного из запущенных основных двигателей (на ЛА с двумя или большим числом двигателей) или аэродромные компрессорные установки (рис. 1).

К достоинствам воздушных систем запуска относятся: высокая надежность; относительная простота конструкции; возможность получения значительных мощностей при небольших габаритах и массе; многократность запусков. Основным недостатком воздушных систем запуска является необходимость применения для работы системы специального рабочего тела (сжатого воздуха).

Использование воздушных систем запуска целесообразно на многодвигательных ЛА при значительных потребных мощностях агрегата предварительной раскрутки.

Газовые механические системы запуска

К газовым механическим системам запуска относят системы запуска с турбокомпрессорными, бескомпрессорными топливо-воздушными, жидкостными и пороховыми турбостартерами. Такие системы запуска используются в основном на одно- или двухдвигательных ЛА при необходимости обеспечить ускоренный запуск двигателя, с одной стороны, и жестких требованиях к габаритам и массе пусковой системы, с другой.

1. В системе запуска с турбокомпрессорным стартером основным элементом является небольшой ГТД - турбостартер, который обычно сам запускается электростартером, а после выхода

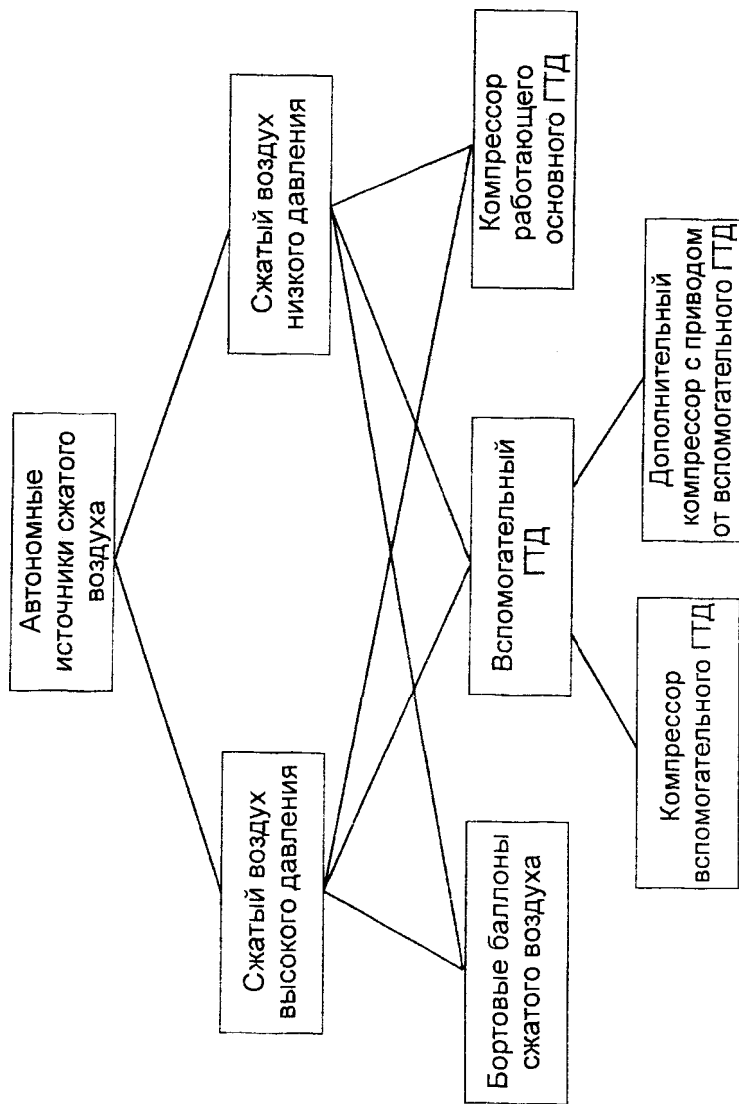


Рис. 1. Автономные источники сжатого воздуха

турбостартера на рабочий режим избыточная мощность его турбины используется для раскрутки ротора запускаемого двигателя. Запуск и работа турбокомпрессорного стартера обеспечиваются вспомогательными системами: топливорегулирующей, масляной, зажигания, пусковой, управления. Достоинствами такой системы запуска являются: возможность получения значительных мощностей; многократность запусков вследствие небольших расходов энергии на запуск самого стартера и его работу; отсутствие специального рабочего тела, необходимого для работы стартера, так как стартер обычно работает на том же топливе, что и основной двигатель. К недостаткам относятся: довольно большая продолжительность процесса запуска (по сравнению с другими типами турбостартеров); сложность конструкции и эксплуатации; относительно невысокая надежность.

2. Система запуска с бескомпрессорным топливовоздушным турбостартером состоит из турбостартера, соединенного непосредственно или через коробку приводов с ротором запускаемого двигателя, системы подачи топлива, электрической системы зажигания и управления, системы подачи сжатого воздуха. Топливоздушный турбостартер представляет собой бескомпрессорный ГТД, рабочим телом для которого служит газ, образующийся в результате сжигания в камере сгорания смеси топлива и сжатого воздуха. Подача топлива к топливовоздушному турбостартеру может осуществляться из самолетной топливной системы подкачивающими насосами либо от топливных аккумуляторов. Источниками сжатого воздуха для таких систем являются те же устройства, что и для воздушных систем запуска (см. рис. 1). К достоинствам систем запуска с бескомпрессорными топливовоздушными турбостартерами относятся: возможность получения значительных мощностей при небольших габаритах и массе системы; малая продолжительность процесса запуска; многократность запусков. Основными недостатками такой системы запуска являются сложность конструкции и эксплуатации. Использование системы запуска с бескомпрессорным топливовоздушным турбостартером может быть также целесообразно и на многодвигательных ЛА совместно с воздушной системой запуска: после запуска одного из

основных двигателей топливоздушным турбостартером (подача сжатого воздуха к турбостартеру осуществляется от бортового баллона) остальные двигатели запускаются воздушными стартерами, работающими на сжатом воздухе, отбираемом от компрессора запущенного двигателя.

3. Система запуска с бескомпрессорным жидкостным турбостартером включает турбостартер, вспомогательный топливный бак, топливные магистрали, электродвигатель с насосом для подачи топлива, системы регулирования и зажигания. Жидкостный турбостартер представляет собой бескомпрессорный ГТД, в котором тепловая энергия продуктов сгорания однокомпонентного топлива преобразуется в механическую энергию вращения выходного вала. Применение однокомпонентных жидких топлив, в которых окислитель и горючее объединены в одно рабочее тело, позволяет существенно снизить массу и упростить систему хранения и подачи компонентов в камеру сгорания турбостартера. Система работает следующим образом: при нажатии на пусковую кнопку на панели запуска включается электродвигатель воздушно – топливного насоса и нагнетаемый им от бортового баллона воздух подается в камеру сгорания турбостартера, очищая её от оставшихся продуктов сгорания, после чего в неё подается однокомпонентное топливо из вспомогательного топливного бака и включается система зажигания. При повышении температуры в камере сгорания до определенной величины начинается процесс самопроизвольного разложения и необходимость в подаче сжатого воздуха от внешнего источника отпадает. Полученная парогазовая смесь вращает турбину стартера. К достоинствам данной системы запуска относятся: возможность получения при небольших габаритах системы довольно большой мощности; многократность запусков (ограничена только емкостью вспомогательного топливного бака); малая продолжительность процесса запуска. Недостатками являются: сложность и недостаточно высокая надежность системы; необходимость применения для работы системы специального рабочего тела, отличного от основного топлива, что требует наличие специального аэродромного оборудования для его хранения и усложняет эксплуатацию.

4. Система запуска с пороховым турбостартером является самой легкой из всех существующих систем автономного запуска. В состав системы входят турбостартер, пороховой генератор для размещения порохового заряда и электрическая система воспламенения порохового заряда. Раскрутка ротора двигателя в такой системе запуска производится пороховым турбостартером, который представляет собой бескомпрессорный ГТД, рабочим телом для которого служит газ, образующийся при сгорании твердого топлива. Преимуществами такой системы являются: большие мощности пороховых турбостартеров, что позволяет применять эту систему для запуска мощных двигателей; простота конструкции; малое время раскрутки ротора запускаемого двигателя (на многодвигательных ЛА возможен быстрый одновременный запуск всех двигателей). Несмотря на ряд преимуществ, такие системы запуска не получили широкого распространения вследствие невозможности принудительного прекращения запуска, взрывоопасности, небольшого ресурса, сложности эксплуатации и существенного снижения мощности турбостартера при низких температурах.

Гидравлические системы запуска

Использование гидравлических систем запуска возможно при условии наличия на борту ЛА развитой гидравлической системы. Раскрутка ротора двигателя в таких системах осуществляется гидростартером - насосом, представляющим собой гидромотор, который после запуска обычно работает в насосном режиме, а источниками давления гидрожидкости могут быть гидронасосы, установленные на ВСУ, одном из запущенных основных двигателей (на ЛА с двумя или большим числом двигателей), или бортовые гидроаккумуляторы.

К достоинствам гидравлических систем запуска относятся: высокий КПД всей системы запуска (до 0,9); возможность совместить в одном агрегате (гидростартере) источник гидравлической энергии и агрегат предварительной раскрутки; возможность легко обеспечить в процессе запуска требуемый характер изменения подводимой к ротору запускаемого двигателя мощности; простота эксплуатации и многократность запусков. К недостаткам относятся:

конструктивная сложность гидромоторов и гидронасосов, а также увеличение габаритов и массы системы запуска при увеличении ее мощности.

Гидравлические системы запуска широкого распространения не получили и используются для запуска ВСУ, а также для запуска основных двигателей на небольших, чаще всего экспериментальных ЛА, при потребных мощностях агрегата предварительной раскрутки до 25...30 кВт.

3.3. Масса автономной системы запуска

Масса системы запуска, наряду с мощностью агрегата предварительной раскрутки, является основным критерием при выборе типа и параметров системы запуска.

Масса автономной системы запуска $m_{с.з}$ складывается из массы агрегата предварительной раскрутки (стартера) $m_{ст}$, массы бортовых источников энергии $m_{ист}$ и массы системы (сети) передачи энергии от источника к агрегату предварительной раскрутки $m_{сети}$:

$$m_{с.з} = m_{ст} + m_{ист} + m_{сети} \quad (1)$$

При проведении приближенных расчетов для определения массы i – элемента системы запуска можно воспользоваться статистическими данными:

$$m_i = N_{ст} \gamma_i \quad (2)$$

где m_i - масса i – элемента системы запуска, кг;

$N_{ст}$ - мощность агрегата предварительной раскрутки, кВт;

γ_i – удельная масса i – элемента системы запуска в кг, отнесенная к 1 кВт мощности агрегата предварительной раскрутки, кг/кВт.

Статистические данные по удельной массе γ_i элементов систем запуска различного типа представлены в табл. 4. При этом необходимо учитывать, что с увеличением мощности агрегата предварительной раскрутки удельные массы всех элементов системы запуска будут уменьшаться.

Как видно из табл. 4, наиболее тяжелым элементом системы запуска является источник энергии, поэтому при выборе типа системы запуска необходимо обращать внимание на возможность совмещения

источников энергии для питания энергосистем ЛА и системы запуска. Кроме того, с целью снижения массы системы запуска и ее доли в общей массе ЛА целесообразно использование агрегатов предварительной раскрутки и сетей передачи энергии многоцелевого назначения.

4. АГРЕГАТЫ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ РАСКРУТКИ

4.1. Классификация агрегатов предварительной раскрутки

Агрегат предварительной раскрутки (стартер) представляет собой специальный кратковременно работающий двигатель, выходной вал которого кинематически связан с ротором (коленчатым валом) запускаемого двигателя через редуктор, механизм сцепления, передачу коробки приводов агрегатов и др. Классификация стартеров представлена на рис. 2.

В двух- и трехвалвных ГТД стартер обычно кинематически связан с ротором высокого давления, так как для раскрутки ротора высокого давления требуется менее мощный стартер вследствие того, что массовый момент инерции ротора высокого давления меньше, чем ротора низкого давления, а перепад, срабатываемый на турбине высокого давления, больше. Кроме того, при раскрутке каскада высокого давления повышается запас устойчивости компрессора низкого давления.

В системах запуска поршневых двигателей часто применяются инерционные стартеры. В таких конструкциях сначала осуществляется раскрутка маховика стартера, а затем маховик с помощью механизма сцепления соединяется с валом двигателя.

Электростартеры

Первоначально в электрических системах запуска применялись электростартеры прямого действия постоянного тока, представляющие собой обычный неререверсивный электродвигатель с кратковременным режимом работы. Частота вращения таких стартеров достигала 10 000...13 000 об/мин, а их удельная масса – 1,28...3,8 кг/кВт. Такие стартеры использовались для запуска двигателей, имеющих небольшие моменты инерции; их максимальная мощность достигала 25 кВт.

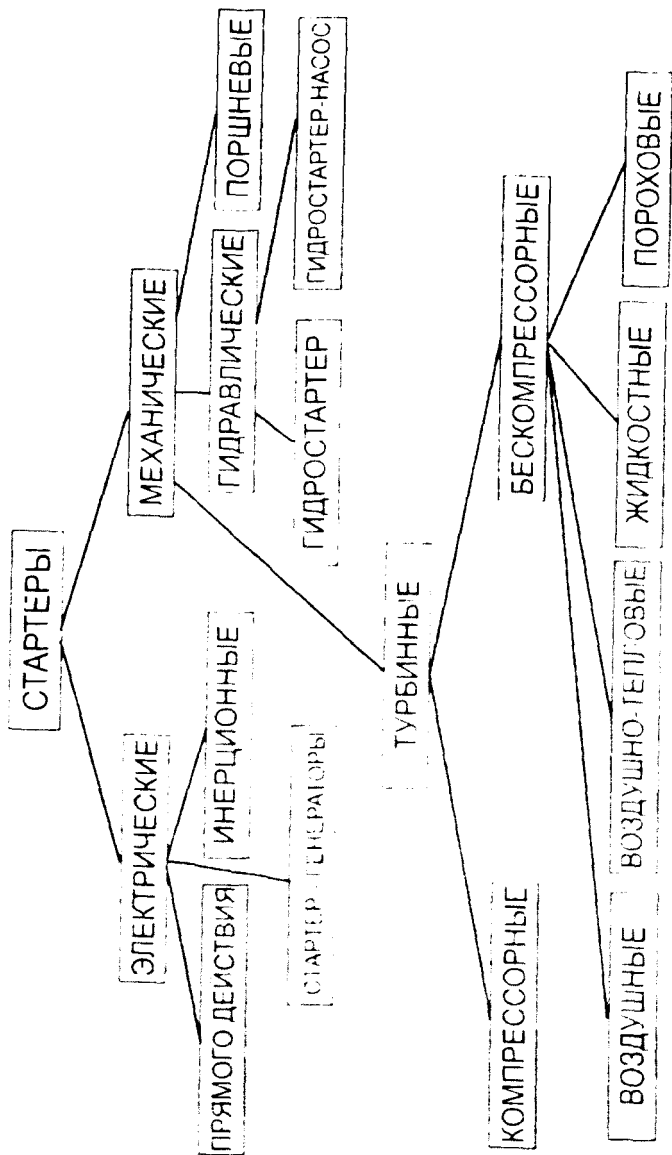


Рис. 2. Классификация стартеров

В настоящее время в электрических системах запуска применяются стартеры–генераторы, которые являются дальнейшим развитием электростартеров и при запуске выполняют функцию стартера, а после запуска – генератора. Стартер–генератор (рис. 3) состоит из двух основных узлов: неподвижного статора и вращающегося ротора – якоря. Статор включает корпус, в котором размещены полюса с обмоткой и щетки коллектора. По торцам к корпусу прикреплены болтами фланцы с шарикоподшипниками, в которых вращается якорь. Обмотки якоря выведены на пластины коллектора. В верхней части статора установлена клеммная панель с болтами, к которым крепятся шины электропитания. Для воздушного охлаждения якоря на роторе установлена крыльчатка вентилятора. Для облегчения центровки и уменьшения передаваемых вибраций соединение стартера с двигателем осуществляется посредством гибкого вала–рессоры.

Таким образом, стартер–генератор кинематически всегда связан с ротором двигателя. В то же время частота вращения вала стартера–генератора должна быть при запуске малой, а при работе в генераторном режиме – большой. Поэтому в приводе от стартера–генератора к ротору двигателя применяется двухскоростная передача (рис. 4), включающая в себя планетарную передачу и две муфты свободного хода: храповую и роликовую. При работе стартера–генератора в стартерном режиме крутящий момент передается через зубчатые колеса z_1 и z_2 , храповую муфту, далее через зубчатые колеса z_3 и z_4 на выходной вал стартера и через коробку приводов на ротор двигателя. Роликовая муфта при этом выключена. При работе стартера–генератора в генераторном режиме крутящий момент от коробки приводов двигателя передается через роликовую муфту.

Основное преимущество стартера–генератора заключается в том, что вместо двух агрегатов (стартера и генератора) на двигатель устанавливается один, что уменьшает массу и стоимость системы. Стартеры–генераторы достаточно компактны и выполнены почти в тех же габаритах, что и электрические стартеры прямого действия, развивают в стартерном режиме мощности до 20...25 кВт, а их КПД составляет 0,8...0,9.

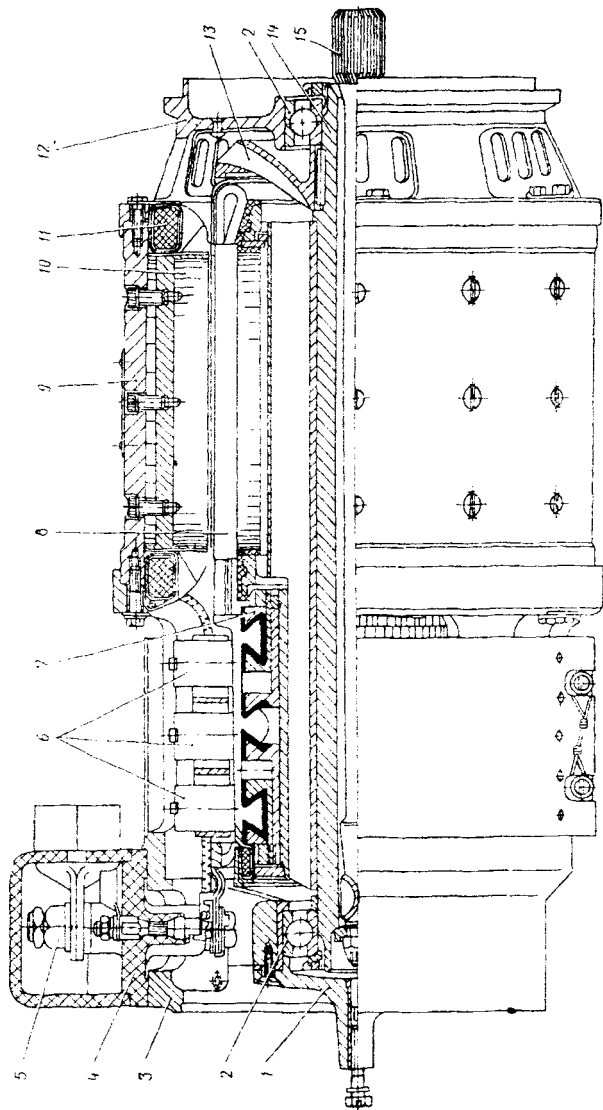


Рис. 3. Стартер-генератор ГС-18 МО:

1 — фланец; 2 — щит со стороны патрубков; 4 — клеммная панель; 5 — клеммные болты;
 6 — щетки; 7 — коллектор; 8 — якорь; 9 — корпус; 10 — толкун; 11 — шпунтовая обмотка возбуждения; 12 — щит со стороны привода; 13 — крыльчатка вентилятора; 14 — вал якоря; 15 — приводной гибкий вал

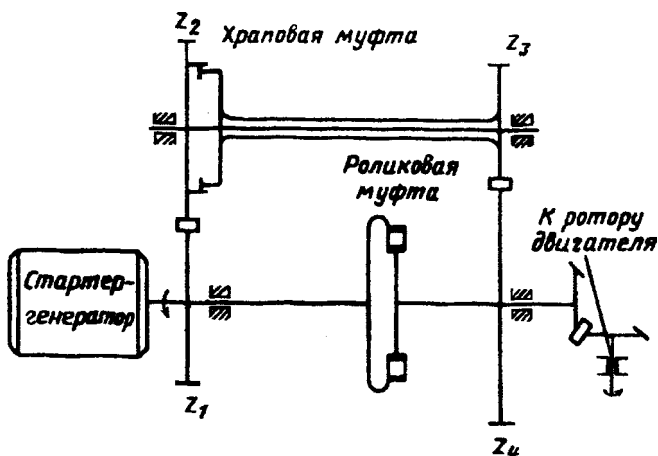


Рис. 4. Схема двухскоростной передачи от стартера-генератора

Для запуска поршневых двигателей применяются электро-стартеры как прямого, так и инерционного или комбинированного действия.

Турбокомпрессорные стартеры

Турбокомпрессорный стартер (ТКС) представляет собой малоразмерный высокооборотный ГТД, обычно состоящий из одноступенчатого центробежного компрессора, кольцевой камеры сгорания, осевой турбины, редуктора и механизма сцепления для отключения ТКС от основного двигателя после его запуска. Так как ТКС работают кратковременно (только во время запуска), то к ним не предъявляют высоких требований по экономичности, и поэтому ТКС имеют низкие параметры цикла: $\pi_k^* = 2,5 \dots 6$; $T_T^* = 1100 \dots 1300$ К; КПД ТКС - от 0,7 до 0,85.

Турбокомпрессорные стартеры отличаются своими размерами, характеристиками, методами регулирования, способом передачи мощности на вал запускаемого двигателя. Кинематические схемы турбокомпрессорных стартеров представлены на рис. 5.

Применение ТКС с гидромuftой позволяет упростить конструкцию механизма сцепления, а также обеспечить безударную раскрутку ротора запускаемого двигателя.

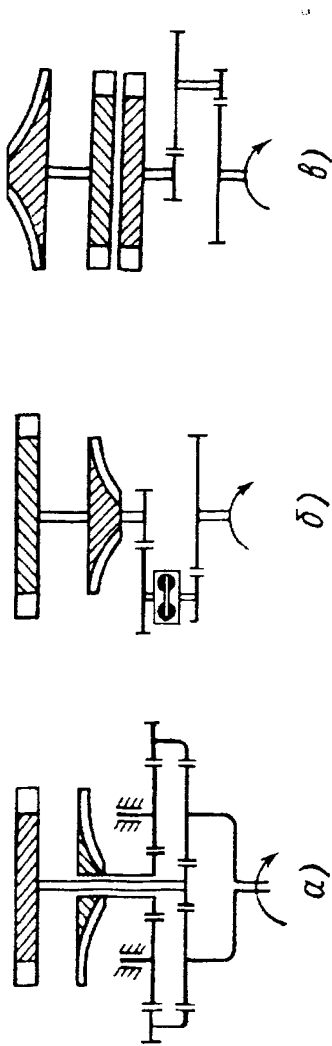


Рис. 5. Кинематические схемы турбокомпрессорных стартеров:
 а — с дифференциальным планетарным редуктором; б — с гидромуфтой; в — с кинематически несвязанными турбинами

Применение ТКС с гидромuftой позволяет упростить конструкцию механизма сцепления, а также обеспечить безударную раскрутку ротора запускаемого двигателя.

При использовании ТКС для запуска мощных двигателей, ротора которых имеют большие массовые моменты инерции, целесообразно применение ТКС со свободной турбиной, что упрощает запуск самого ТКС, а также позволяет более плавно (по сравнению с другими схемами) передавать крутящий момент к ротору запускаемого двигателя.

Мощность существующих ТКС колеблется в диапазоне 50...200 кВт; частота вращения ТКС составляет 30000...80000 об/мин; удельная масса ТКС при его мощности 50...75 кВт составляет 0,65...0,5 кг/кВт, при мощности ТКС 90...120 кВт - 0,5...0,4 кг/кВт, а при мощности ТКС более 150 кВт - 0,35 кг/кВт. Потребная мощность агрегата предварительной раскрутки для запуска самого ТКС - 0,5...3 кВт. Время работы ТКС - 90...120 секунд.

Топливоздушные турбостартеры

Бескомпрессорный топливоздушный турбостартер (ТВТС) состоит из одноступенчатой осевой турбины, камеры сгорания, редуктора и механизма сцепления для отключения ТВТС от основного двигателя после его запуска (рис. 6).

Сгорание топлива в камере сгорания ТВТС происходит при коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1,0 \dots 2,0$ и давлении 1,5...2,0 МПа, $T_{г}^*$ достигает 1600...1800 К, а скорость истечения газа из соплового аппарата - 1500...2500 м/сек. В результате обеспечивается эффективное использование энергии сжатого воздуха и повышенного избытка мощности на валу ТВТС, что позволяет осуществлять ускоренный запуск двигателя (продолжительность запуска двигателя при использовании ТВТС - от 5 до 30 секунд). Удельный секундный расход рабочего тела (сжатого воздуха) ТВТС составляет 1,8...3 г/кВт·с. Подача определенного количества воздуха в камеру сгорания для обеспечения требуемого состава смеси обычно достигается применением дросселя постоянного сечения. ТВТС обладают большой мощностью - 100...350 кВт, а их удельная масса составляет 0,15...0,35 кг/кВт. Вследствие значительных скоростей истечения газа КПД ТВТС не превышает 0,42.

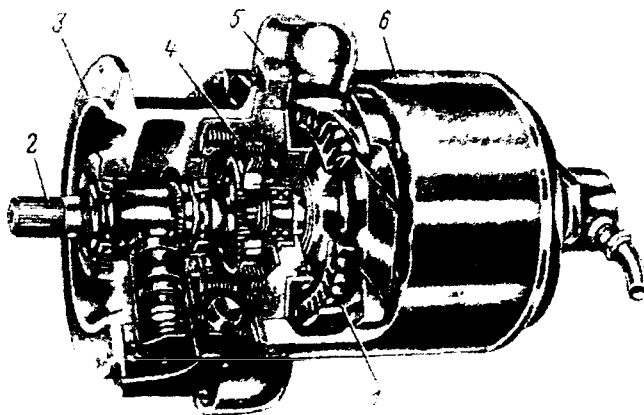
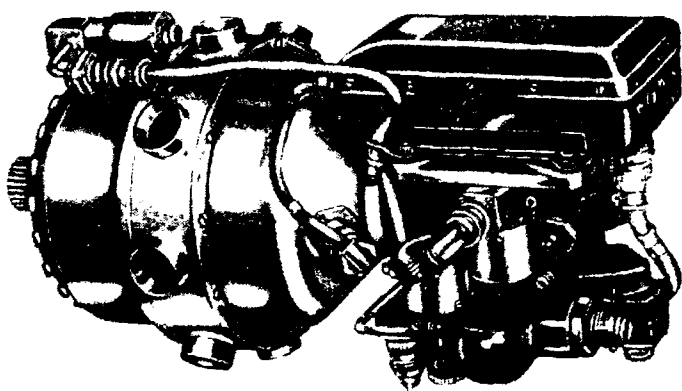


Рис. 6. Топливовоздушный турбостартер:
1 – турбина; 2 – вал соединения с ГТД; 3 – фланец крепления стартера
к двигателю; 4 – муфта; 5 – отвод газов; 6 – камера сгорания

Воздушные турбостартеры

Воздушный турбостартер (рис. 7) состоит из следующих основных элементов: фланца подвода сжатого воздуха; активной одноступенчатой осевой турбины; планетарного редуктора, понижающего частоту вращения турбины с 50 000...60 000 до 5 000...7 000 об/мин на выходном валу; обгонной храповой муфты (механизма сцепления); перекрывной и регулирующей заслонок, предназначенных для включения (отключения) и регулирования подачи сжатого воздуха к турбине; центробежного выключателя, срабатывающего при раскрутке турбины стартера до предельной частоты вращения.

Температура сжатого воздуха, поступающего на турбину стартера, обычно составляет 150...350 °С, а давление – 250...600 кПа; КПД воздушных турбостартеров составляет 0,75...0,82; располагаемая мощность – 20...200 кВт, а их удельная масса – 0,13...0,3 кг/кВт.

Пороховые турбостартеры

Пороховой турбостартер (ПТС) включает в себя следующие основные элементы (рис. 8): одноступенчатую осевую турбину; выхлопной коллектор для отвода выхлопных газов в атмосферу; планетарный редуктор, понижающий частоту вращения турбины с 50 000...60 000 до 4 000...5 000 об/мин на выходном валу ПТС; обгонную храповую муфту, отключающую ПТС от основного двигателя после его запуска; предохранительный клапан максимально допустимого давления пороховых газов и пороховой генератор для размещения порохового заряда.

Пороховые генераторы бывают однозарядные, двухзарядные и многозарядные со специальными поворачивающимися патронниками. В качестве топлива для ПТС применяют бездымные высокотемпературные нитропороха. Газы, образующиеся от сгорания порохового заряда в генераторе, имеют очень высокую температуру – до 2200 К, а давление газов достигает 9 МПа, вследствие чего продолжительность работы ПТС не превышает 5 с. Для получения большей продолжительности работы ПТС (5...20 с) в нитропороха добавляют специальные вещества – флегматизаторы, замедляющие

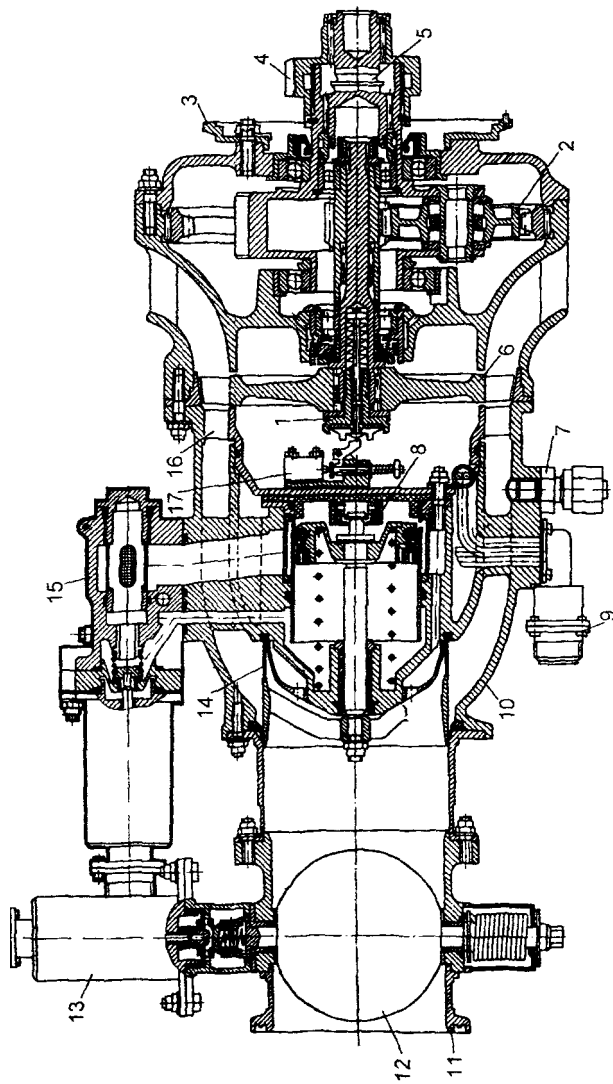


Рис. 7. Воздушный турбостартер СВ-36:

- 1 — датчик положения клапана; 2 — фланец крепления стартера к двигателю; 3 — фланец крепления стартера к двигателю; 4 — храповик; 5 — вал предохранительный; 6 — ротор турбины; 7 — индуктор; 8 — сигнализатор открытого положения клапана; 9 — шлицевый разъем; 10 — корпус клапана; 11 — фланец подвода воздуха; 12 — заслонка; 13 — электромагнит заслонки; 14 — переключный цилиндр; 15 — командный агрегат; 16 — соплной аппарат; 17 — выключатель стартера по предельной частоте вращения

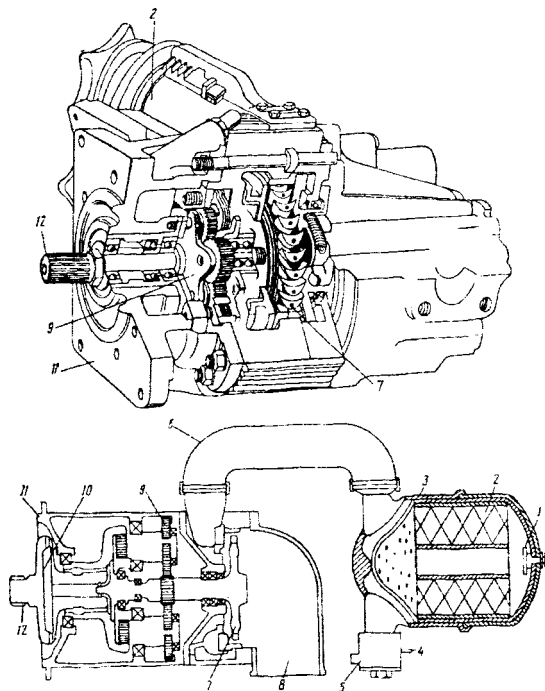


Рис. 8. Пороховой турбостартер:

- 1 – электрический контакт для воспламенения порохового заряда; 2 – пороховой заряд; 3 – решетка; 4 – предохранительный клапан; 5 – выхлопное отверстие; 6 – трубопровод подвода пороховых газов к турбине; 7 – турбина; 8 – труба озвола выхлопных газов в атмосферу; 9 – редуктор; 10 – механизм сцепления; 11 – фланец крепления стартера к двигателю; 12 – вал

процесс горения (температура пороховых газов не превышает в этом случае 1300 К).

Некоторые ПТС содержат дополнительную турбину, работающую от сжатого воздуха, которая является аэродинамическим тормозом, и таким образом повышает надежность и безопасность порохового турбостартера.

ПТС обладают большой мощностью 200...300 кВт и малой удельной массой – 0,1...0,25 кг/кВт. Удельный секундный расход твердого топлива для ПТС составляет 2...3 г/кВт·с.

Жидкостные турбостартеры

Жидкостный турбостартер (ЖТС) включает в себя следующие основные элементы (рис. 9): камеру разложения топлива; одноступенчатую турбину; планетарный редуктор; механизм сцепления ЖТС с запускаемым двигателем; регулятор, отключающий стартер после достижения двигателем или турбиной ЖТС соответствующих оборотов.

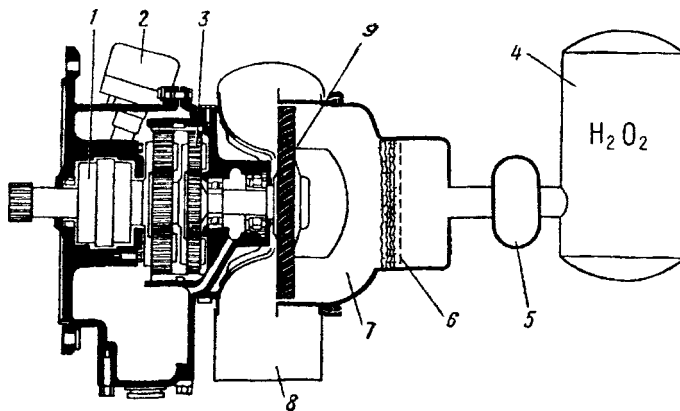


Рис. 9. Жидкостный турбостартер:

1 – муфта сцепления; 2 – регулятор; 3 – редуктор; 4 – бак с перекисью водорода; 5 – насос; 6 – камера парогенератора с катализатором; 7 – пар и газообразный кислород; 8 – труба для отвода газов; 9 – турбина

В качестве топлив для ЖТС используют перекись водорода (H_2O_2), изопропилнитрат $[(CH_3)_2CHONO_2]$ или гидразин (N_2H_4). Недостатком ЖТС, работающего на перекиси водорода, является относительно низкая температура продуктов разложения (900... 1100 К), что снижает КПД турбины и увеличивает расход рабочего тела. В связи с этим наибольшее распространение получили ЖТС, работающие на изопропилнитрате или аналогичных однокомпонентных топливах.

Максимальные мощности ЖТС достигают 350 кВт, их удельная масса – 0,2...0,5 кг/кВт. Удельный секундный расход топлива – 1,5... 2 г/кВт·с. Время работы ЖТС – от 10 до 30 секунд.

4.2. Определение потребной мощности агрегата предварительной раскрутки

Прокрутка ротора ГТД при запуске осуществляется стартером и турбиной двигателя, при этом они участвуют в прокрутке не весь период запуска, а лишь на определенных этапах. В связи с этим запуск двигателя можно разбить на три этапа (рис. 10):

1. Первый этап: от начала запуска 0 до момента вступления в активную работу турбины n_1 . Ротор двигателя на этом этапе прокручивается только стартером. Момент вступления в активную работу турбины n_1 определяется из условия хорошего распыления и воспламенения топливовоздушной смеси в камере сгорания, обеспечения надежности и ресурса двигателя. Момент ускорения ротора на этом этапе определяется как

$$M_{y1} = M_{ст1} - M_{с1}, \quad (3)$$

где $M_{ст1}$ – момент, развиваемый стартером на первом этапе запуска, Н·м;

$M_{с1}$ – момент, потребный для вращения компрессора, привода агрегатов и преодоления трения на первом этапе запуска, Н·м

2. Второй этап: от момента вступления в активную работу турбины n_1 до момента отключения стартера n_2 . На этом этапе происходит совместная прокрутка ротора двигателя стартером и турбиной. Момент отключения стартера n_2 определяется из условия гарантированного устойчивого дальнейшего выхода двигателя на режим малого газа с учетом допустимых отклонений в работе автоматики запуска. Момент ускорения ротора на этом этапе определяется как

$$M_{y2} = M_{ст2} + M_{т2} - M_{с2}, \quad (4)$$

где $M_{ст2}$ – момент, развиваемый стартером на втором этапе запуска, Н·м;

$M_{т2}$ – момент, развиваемый турбиной на втором этапе запуска, Н·м;

$M_{с2}$ – момент, потребный для вращения компрессора, привода агрегатов и преодоления трения на втором этапе запуска, Н·м.

3. Третий этап: от момента отключения стартера n_2 до момента выхода двигателя на режим малого газа $n_{м.г.}$. На этом этапе стартер отключен и ротор двигателя прокручивается только турбиной. Значение $n_{м.г.}$ определяется из условия обеспечения устойчивой работы двигателя, надежности и минимальной тяги. В этом случае момент ускорения ротора будет равен

$$M_{y3} = M_{T3} - M_{c3}, \quad (5)$$

где M_{c3} – момент, потребный для вращения компрессора, привода агрегатов и преодоления трения на третьем этапе запуска, Н·м;

M_{T3} – момент, развиваемый турбиной на третьем этапе запуска, Н·м.

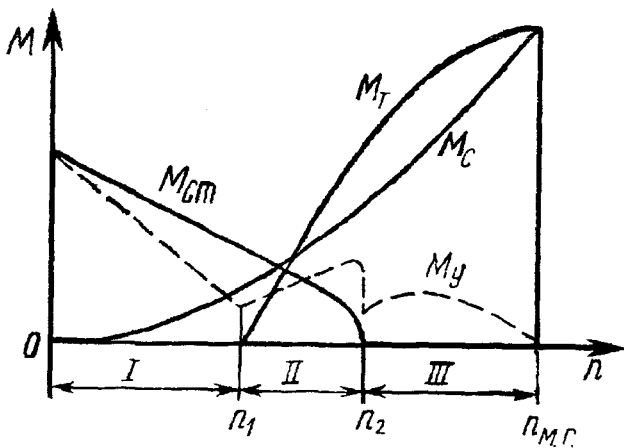


Рис. 10. Этапы запуска ГТД

Значения частот вращения n_1 , n_2 , $n_{м.г.}$ зависят от характеристик компрессора, турбины, стартера, работы камеры сгорания, конструктивных и эксплуатационных факторов; их средние значения в процентах от максимальной частоты вращения ротора двигателя представлены в табл. 1.

Общая продолжительность процесса запуска двигателя определяется выражением

$$t = 2\pi J_p \int_0^n \frac{dn}{dM_y}, \quad (6)$$

где J_p – массовый полярный момент инерции ротора двигателя, кг·м²;
 n – частота вращения ротора двигателя, сек⁻¹;
 t – продолжительность раскрутки ротора двигателя.

Из выражения (6) следует, что продолжительность процесса запуска при известной геометрии двигателя определяется главным образом величиной ускоряющего момента, который зависит от мощности стартера, характера зависимости изменения момента стартера от частоты вращения и температуры газов; последняя определяет надежность и ресурс двигателя.

При проведении приближенных расчетов по определению потребной мощности стартера можно принять, что на первом этапе $M_{с1} = 0$, а на втором этапе $M_{т2} - M_{с2} = 0$. Эти допущения в сумме несколько компенсируют друг друга и существенно упрощают решение данной задачи, так как в этом случае момент ускорения ротора двигателя M_y на первом и втором этапах запуска будет равен развиваемому стартером моменту $M_{ст}$. Продолжительность первого и второго этапов запуска (продолжительность работы стартера $t_{ст}$) будет равна

$$t_{ст} = 2\pi J_p \int_0^{n_2} \frac{dn}{M_{ст}}, \quad (7)$$

где $t_{ст}$ – продолжительность работы стартера в процессе запуска, сек.

Общая продолжительность процесса запуска $t_{зап}$ складывается из продолжительности работы стартера $t_{ст}$ и продолжительности разгона двигателя турбиной t_p :

$$t_{зап} = t_{ст} + t_p. \quad (8)$$

Продолжительность разгона двигателя турбиной приближенно равна

$$t_p = \frac{n_{м.г} - n_2}{n_{м.г}} t_{зап}. \quad (9)$$

Следовательно, продолжительность работы стартера в процессе запуска будет

$$t_{\text{ст}} = \left(1 - \frac{n_{\text{м.г}} - n_2}{n_{\text{м.г}}}\right) t_{\text{зап}}. \quad (10)$$

Потребная мощность стартера для системы запуска определяется выражением

$$N_{\text{ст}} = \frac{N_{\text{ст.п}}}{\eta_{\text{ст}}}, \quad (11)$$

где $N_{\text{ст.п}}$ – полезная мощность стартера, Вт;

$\eta_{\text{ст}}$ – коэффициент полезного действия стартера.

Полезная мощность стартера $N_{\text{ст.п}}$ (в Вт) связана с величиной его момента $M_{\text{ст}}$ и частотой вращения ротора двигателя n следующей зависимостью:

$$N_{\text{ст.п}} = 2\pi n M_{\text{ст}}. \quad (12)$$

Характер изменения крутящего момента стартера в зависимости от частоты вращения ротора двигателя может быть различным и определяется типом стартера:

$$M_{\text{ст}} = M_{\text{ст0}} - cn, \quad (13)$$

где $M_{\text{ст0}}$ – начальный пусковой момент стартера, Н·м;

c – коэффициент, зависящий от типа стартера, Н·м·с.

Для турбостартеров с одной турбиной $M_{\text{ст}} = \text{const}$, в связи с чем $c = 0$. Для электрических стартеров и турбостартеров с двумя кинематически несвязанными турбинами величину коэффициента c при проведении расчетов нужно принимать несколько меньше его максимального значения, определяемого из условия, что на втором этапе запуска в момент отключения стартера n_2 его крутящий момент $M_{\text{ст}2} = 0$:

$$M_{\text{ст}2} = M_{\text{ст0}} - c_{\text{max}} n_2 = 0 \quad (14)$$

Крутящий момент стартера на первом этапе запуска:

$$M_{\text{ст1}} = M_{\text{ст0}} - c_{\text{max}} n_1. \quad (15)$$

Из выражений (14) и (15) максимальное значение коэффициента c :

$$M_{ст1} + c_{max} n_1 = c_{max} n_2, \quad (16)$$

откуда

$$c_{max} = \frac{M_{ст1}}{n_2 - n_1}. \quad (17)$$

Для обеспечения приемлемой продолжительности запуска крутящий момент стартера должен в 2...2,5 раза превышать момент сопротивления при частоте вращения ротора двигателя n_1 :

$$\frac{M_{ст1}}{M_{с1}} = \kappa = 2...2,5, \quad (18)$$

откуда

$$M_{ст1} = M_{с1} \kappa = a \cdot \kappa \cdot n_1^2, \quad (19)$$

где a – коэффициент пропорциональности, Н·м·с².

Коэффициент пропорциональности a определяется по статистическим данным, представленным на рис. 11 в виде графика, устанавливающего зависимость между значениями $a n_{м.г}^2$ и взлетной тягой (мощностью) двигателя.

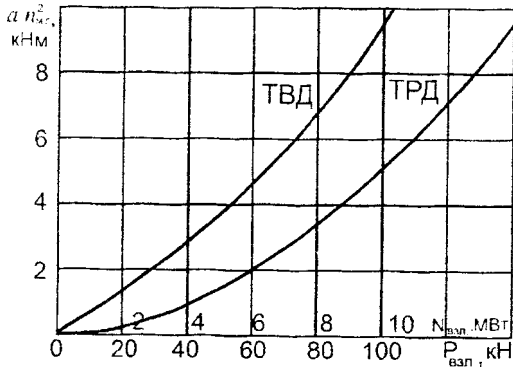


Рис. 11. Значения $a n_{м.г}^2$ в зависимости от взлетной тяги ТРД или эквивалентной мощности ТВД

Начальный пусковой момент стартера можно приближенно определить по заданной продолжительности работы стартера и найденному коэффициенту c , подставив (13) в (7). Тогда

$$t_{ст} \approx 14,45 \frac{J_p}{c} \lg \frac{M_{ст0}}{M_{ст0} - cn_2}. \quad (20)$$

Полярный момент инерции ротора ГТД приближенно определяется по формуле

$$J_p \approx k_k i_k D_k^4 + k_T i_T D_T^4, \quad (21)$$

где D_k и D_T – диаметры роторов компрессора и турбины соответственно по концам рабочих лопаток, м;

i_k и i_T – число ступеней компрессора и турбины соответственно;
 k_k и k_T – коэффициенты, определяемые массой двигателя:
 $k_k = 3,3 \dots 3,7$; $k_T = 9,8 \dots 10,3$.

Полярный момент инерции для ТВД будет складываться из момента инерции ротора двигателя и момента инерции воздушного винта, приведенного к ротору:

$$J_{рТВД} = J_p + J_v \left(\frac{n_v}{n_{дв}} \right)^2, \quad (22)$$

где J_v – момент инерции винта, кг·м²;

n_v и $n_{дв}$ – частоты вращения винта и ротора двигателя соответственно, об/с.

Для винта с дюралюминиевыми лопастями момент инерции приближенно определяется по формуле

$$J_v \approx 0,28 D_v^{4,4}, \quad (23)$$

где D_v – диаметр винта, м.

Из уравнения (20) начальный пусковой момент стартера:

$$M_{ст0} = cn_2 \frac{10^{\frac{t_{ст} c}{14,45 J_p}}}{10^{\frac{t_{ст} c}{14,45 J_p} - 1}}. \quad (24)$$

Максимальное значение полезной мощности стартера и соответствующую максимальной полезной мощности частоту

вращения можно найти, подставив (13) в (12), а затем приравняв нулю производную полезной мощности по частоте вращения:

$$\frac{dN_{\text{ст.п}}}{dn} = 2\pi(M_{\text{ст0}} - 2cn) = 0. \quad (25)$$

Частота вращения, соответствующая максимальной полезной мощности стартера $n_{N \text{ max}}$ (в сек⁻¹):

$$n_{N \text{ max}} = \frac{M_{\text{ст0}}}{2c}, \quad (26)$$

и максимальная полезная мощность стартера $N_{\text{ст.п max}}$ (в Вт):

$$N_{\text{ст.п max}} = 2\pi (M_{\text{ст0}}n_{N \text{ max}} - cn_{N \text{ max}}^2) = 2\pi \left(\frac{M_{\text{ст0}}^2}{2c} - \frac{M_{\text{ст0}}^2}{4c} \right). \quad (27)$$

Окончательно выражение для определения максимальной полезной мощности стартера:

$$N_{\text{ст.п max}} = \frac{\pi}{2} \frac{M_{\text{ст0}}^2}{c}. \quad (28)$$

Для случая, когда $c = 0$, величины $M_{\text{ст}} = M_{\text{ст0}} = \text{const}$, поэтому пользоваться формулой (24) нельзя. Начальный пусковой момент стартера в этом случае необходимо определять, используя следующее выражение:

$$M_{\text{ст0}} = 2\pi \frac{J_{\text{п}} n_2}{t_{\text{ст}}}. \quad (29)$$

Тогда

$$N_{\text{ст.п}} = 2\pi n \frac{J_{\text{п}} n_2}{t_{\text{ст}}}. \quad (30)$$

Максимальное значение полезной мощности стартера в этом случае будет при частоте вращения n_2

$$N_{\text{ст.п max}} = 4\pi^2 \frac{J_{\text{п}} n_2^2}{t_{\text{ст}}}. \quad (31)$$

Задача определения потребной мощности агрегатов предварительной раскрутки для поршневых двигателей более сложна, так как момент сопротивления вращению в поршневых двигателях зависит от конструкции двигателя, трения поршней о стенки цилиндра,

трения в подшипниках, противодействия при сжатии смеси в цилиндрах, инертности кривошипно – шатунного механизма и др. Расчет всех этих факторов довольно затруднителен. Приблизительно требуемую мощность стартера принимают равной 1...1,5 % от номинальной мощности поршневого двигателя.

4.3. Порядок проведения расчета

Исходными данными для расчета по определению потребной мощности агрегата предварительной раскрутки являются: тип и количество установленных на ЛА двигателей, технические характеристики заданного двигателя и продолжительность процесса запуска (табл. 2, 3). Первая цифра варианта задания соответствует данным, представленным в соответствующей колонке табл. 2, вторая – данным, представленным в соответствующей колонке табл. 3.

Расчёт выполняется в следующей последовательности:

1. По заданной продолжительности процесса запуска, используя формулу (10), определить продолжительность работы стартера $t_{ст}$.

2. Учитывая тип, тягу (мощность) и количество установленных на ЛА двигателей, предварительно задаться типом стартера из условия: при продолжительности процесса запуска 30...60 с требуемая мощность стартера составляет для ТРД (ТРДД) – 4,5...7 кВт на каждые 10 кН тяги двигателя, а для ТВД – 10...18 кВт на каждые 1000 кВт мощности; при продолжительности процесса запуска более 60 с требуемая мощность стартера снижается в 1,5...2 раза.

3. а) Для электрических стартеров и турбостартеров с двумя кинематически несвязанными турбинами:

- задаться значением коэффициента k и, используя представленную на рис. 11 зависимость значения $a \cdot n_{м.г}^2$ от взлетной тяги (мощности) двигателя, определить значение коэффициента a ;

- используя формулу (19), определить развиваемый стартером момент;

- используя формулу (17), определить максимальное значение коэффициента C_{max} ;

- используя, в зависимости от типа установленного на ЛА двигателя, формулу (21) или (22), определить массовый полярный момент инерции раскручиваемого ротора двигателя;

- задаться значением коэффициента c на 2...3 % меньше его максимального значения c_{\max} и, используя формулу (24), определить начальный пусковой момент стартера;

- используя формулу (28), определить максимальную полезную мощность стартера.

б) Для турбостартеров с одной турбиной:

- используя, в зависимости от типа установленного на ЛА двигателя, формулу (21) или (22), определить массовый полярный момент инерции раскручиваемого ротора двигателя;

- используя формулу (31), определить максимальную полезную мощность стартера.

4. По найденной полезной мощности, используя формулу (11), определить потребную мощность стартера для запуска заданного двигателя.

5. Сравнить найденное значение потребной мощности для запуска заданного двигателя с располагаемой мощностью выбранного типа стартеров. При недостаточной располагаемой мощности последних задаться другим типом стартера и произвести повторный расчет.

6. Используя статистические данные табл. 4, определить по формулам (1) и (2) приближенную массу подобранной системы запуска и минимальный потребный запас рабочего тела, необходимый для автономной работы системы запуска на борту ЛА.

5. СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

Отчет по выполненной практической работе должен включать:

- данные студента и номер варианта задания;
- исходные данные для расчета;
- результаты расчета;
- краткие сведения о подобранной системе запуска.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алабин М.А., Кац Б.М., Литвинов Ю.А. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1968. 228 с.
2. Домотенко Н.Т., Кравец А.С., Никитин Г.А. и др. Авиационные силовые установки. Системы и устройства. М.: Транспорт, 1976. 312 с.
3. Кац Б.М., Жаров Э.С., Винокуров В.К. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 220 с.
4. Устройство и летная эксплуатация силовых установок: Учебное пособие / Под ред. Соловьева Б.А. М.: Транспорт, 1991. 256 с.
5. Тимофеев Н.И. Конструкция и летная эксплуатация двигателя НК – 8 – 2У. М.: Машиностроение, 1978. 144 с.
6. Авиационный газотурбинный двигатель ГТД - 350. Техническое описание. Док. № 16.0.376, редакция № 2. Жешув, 1978. 230 с.
7. Авиационный турбовинтовой двигатель АИ - 24. Техническое описание / Заказ № 3224А/1236. М.: Внешторгиздат. 214 с.
8. Трехвальный ТРДД Д –36. Руководство по технической эксплуатации. / Изд. № 25948/4. Запорожье: МКБ “Прогресс”, 1978. Книга 1. 328 с.
9. Двигатель ПС – 90А. Руководство по технической эксплуатации. / Утв. 94-00-807 РЭ-ЛУ 20 августа 1990. Книга 1. 777 с.

Таблица 1

Частоты вращения роторов ГТД при запуске

Тип двигателя	$\bar{n}_{1,} \%$	$\bar{n}_{2,} \%$	$\bar{n}_{м.г.} \%$
ТРД	6...12	20...35	32...40
ТВД	10...15	30...60	50...80

Таблица 2

Исходные данные для расчета
(продолжительность процесса запуска двигателя)

Параметр	Номер варианта			
	1	2	3	4
Продолжительность запуска двигателя, сек	40	60	80	100

Таблица 3

Исходные данные для расчета
(технические характеристики двигателей)

Параметр	Номер варианта				
	1	2	3	4	5
1. Тип и количество двигателей на ЛА	2 ТВаД ГТД-350	2 ТВД АИ-24	2 ТРДД Д-36	3 ТРДД НК-8-2У	4 ТРДД ПС-90А
2. Тяга (мощность) двигателя на взлетном режиме, кН (кВт)	(295)	(1880)	65	103	127,5
2. Частота вращения ротора двигателя, сек ⁻¹					
- вступления в активную работу турбины n_1	86,5	36,2	30,8	20,3	25,1
- отключения стартера n_2	306,0	122,0	110,8	46,2	114,2
- на режиме малого газа $n_{м.г.}$	427,5	231,7	135,6	68,4	140,3
- на взлетном режиме $n_{взл}$	720,0	251,6	239,8	118,9	198,7

Окончание табл. 3

Параметр	Номер варианта				
	1	2	3	4	5
3. Частота вращения воздушного винта n_v^* , сек ⁻¹	-	20,75	-	-	-
4. Число ступеней ротора двигателя*: -компрессора i_k -турбины i_t	8 1	10 3	7 1	6 1	13 2
5. Диаметр по кон- цам рабочих лопа- ток*, м: -компрессора D_k - турбины D_t	0,164 0,178	0,350 0,472	0,500 0,616	1,060 0,850	0,644 0,736
6. Диаметр воздуш- ного винта $D_{в}$, м	-	3,9	-	-	-

* Значения параметров приведены для раскручиваемого в процессе запуска ротора двигателя.

Параметры автономной системы запуска

Тип системы запуска	Тип агрегата предварительной раскрутки	Максимальная мощность агрегата предварительной раскрутки, кВт	Рабочее тело, необходимо для работы агрегата предварительной раскрутки	Удельный секундный расход рабочего тела агрегатом предварительной раскрутки, г / кВт·с	Автономный источник энергии для питания агрегата предварительной раскрутки	Удельная масса, кг/кВт (кг массы / кграб.тела)	
						Агрегата предварительной раскрутки	Автономного источника энергии
Электрическая	Электрический стартер	25	—	—	Аккумуляторная батарея	1,2...3,8	2,4...7,2
	Электрический стартер-генератор	25	—	—	ВСУ с источником энергии	1,3...4,15	4,0...4,7
Воздушная	Воздушный стартер	200	Сжатый воздух	9...18	Баллон со сжатым воздухом	0,13...0,3	(1,5...3,5)
	Струйное пусковое устройство	250	—	10...30	ВСУ с источником энергии	—	2,0...3,7
Гидравлическая	Гидравлический стартер-насос	30	Гидравлическая жидкость	40...80	Баллон с гидрожидкостью ВСУ с источником энергии	0,4...0,6	(2,5...4,0) 2,0...4,0

0,045...
...0,09

0,1...0,25

Окончание табл.4

Тип системы запуска	Тип агрегата преварительной раскрутки	Максимальная мощность агрегата преварительной раскрутки, кВт	Рабочее тепло, необходимое для работы агрегата преварительной раскрутки	Удельный секундный расход рабочего тела агрегата преварительной раскрутки, г/кВт·с	Автономный источник энергии для питания агрегата преварительной раскрутки	Удельная масса, кг/кВт (кг/раб.тел.)	
						Агрегата преварительной раскрутки	Автономного источника энергии
Газовая	Турбокомпрессорный стартер	200	Жидкое топливо	1,5...4,0	Аккумуляторная батарея	0,35...0,65	2,4...7,2 0,025... ...0,06
	Топливовоздушный турбостартер	350	Топливовоздушная смесь	1,8...3,0	Аккумуляторная батарея Баллон со сжатым воздухом	0,12...0,35	2,4...7,2 (1,5...3,5)
	Жидкостный турбостартер	350	Жидкое однокомпонентное топливо	1,5...2,5	Аккумуляторная батарея Баллон со сжатым воздухом	0,2...0,5	2,4...7,2 (1,5...3,5)
	Пороховой турбостартер	300	Твердое топливо	2,0...3,0	Аккумуляторная батарея	0,1...0,25	2,4...7,2 0,015... ...0,04

Учебное издание

СИСТЕМЫ ЗАПУСКА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Методические указания к практической работе

Составитель Таммекиви Иван Владимирович

Редактор Т. К. К р е т и н и н а

Компьютерная верстка Т. Е. П о л о в н е в а

Подписано в печать 18.11.2002 г. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Усл. печ. л. 2,55. Усл. кр.-отг. 2,67. Уч.-изд.л. 2,75.

Тираж 300 экз. Заказ 85 Арт. С-32(Д1)/2002.

Самарский государственный аэрокосмический
университет им. академика С. П. Королева.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

РИО Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443001 Самара, ул. Молодогвардейская, 151.