

**Библиотека
ЭАТ**

**ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ**

имени академика С.П. КОРОЛЕВА

РАСЧЕТ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

САМАРА 2006

СОДЕРЖАНИЕ

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ.....	
1.1. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ КУРСОВОЙ РАБОТЫ.....	
1.2. СОДЕРЖАНИЕ КУРСОВОЙ РАБОТЫ.....	
1.3. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ.....	
1.4. ОФОРМЛЕНИЕ КУРСОВОЙ РАБОТЫ.....	
1.5. ОЦЕНКА КУРСОВОЙ РАБОТЫ.....	
2. МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ ОСНОВНЫХ РАЗДЕЛОВ КУРСОВОЙ РАБОТЫ.....	
2.1. АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ КОНСТРУКЦИИ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА.....	
2.2. ВЫБОР ТИПА СИСТЕМЫ ЗАПУСКА.....	
2.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОЩНОСТИ АГРЕГАТА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ РАСКРУТКИ.....	
2.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ И РАСХОДА РАБОЧЕГО ТЕЛА.....	
2.4.1. Системы запуска с турбостартерами.....	
2.4.2. Электрические системы запуска.....	
2.5. ВЫБОР АВТОНОМНОГО ИСТОЧНИКА ЭНЕРГИИ.....	
2.6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАССЫ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА.....	
2.7. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА.....	

Составитель: И.В. Таммекиви

УДК 629.7.03

Расчет системы запуска авиационного газотурбинного двигателя: Метод. указания / Самарский гос. аэрокосмический унив-т. сост. И.В. Таммекиви. Самара 2006. 30 с.

Представлены сведения, необходимые для выполнения курсовой работы по дисциплине «Авиационные силовые установки». Приведены рекомендации по выполнению разделов курсовой работы, оформлению расчетно-пояснительной записки.

Методические указания предназначены для студентов специальности 160901.

Подготовлены на кафедре ЭАТ.

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

Рецензент: А.М. Нетреба

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

Основными целями и задачами выполняемой курсовой работы являются:

- Систематизация, закрепление и расширение теоретических знаний по конструкциям систем запуска авиационных газотурбинных двигателей, полученных при изучении предшествующих специальных дисциплин;
- углубленное изучение конкретной авиационной техники с целью последующего технически грамотного решения практических задач по освоению типового технологического процесса запуска авиационного газотурбинного двигателя.

1.2. СОДЕРЖАНИЕ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

Курсовая работа имеет типовую структуру, все отклонения от которой должны быть согласованы с руководителем до начала выполнения работы, и состоит из следующих разделов:

Введение (формулируются цели курсовой работы и обосновывается актуальность решаемых в курсовой работе задач);

1. Анализ особенностей конструкции системы запуска заданного двигателя (приводятся технические характеристики и техническое описание особенностей конструкции системы запуска и ее агрегатов);

2. Проектирование системы запуска заданного двигателя (для заданного двигателя выбираются системы запуска двух различных типов и определяются их основные проектные параметры: потребная мощность агрегата предварительной раскрутки, мощность и тип источника энергии для питания агрегата предварительной раскрутки, суммарная масса систем запуск для заданного количества двигателей);

3. Оценка эффективности спроектированных систем запуска (с использованием оценочных критериев дается заключение о эффективности и целесообразности применения для заданного двигателя системы запуска того или иного типа);

Заключение (приводятся краткие выводы и основные результаты выполненной курсовой работы).

1.3. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Исходными данными для выполнения курсовой работы являются: тип и количество установленных на летательном аппарате двигателей, технические характеристики установленного на летательный аппарат двигателя и продолжительность процесса запуска двигателя. Исходные данные выбираются в соответствии с полученным у преподавателя номером варианта задания по приложению 1 и 2. Первая цифра варианта задания соответствует данным, представленным в соответствующей колонке таблицы приложения 1, вторая – данным, представленным в соответствующей колонке приложения 2.

1.4. ОФОРМЛЕНИЕ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

Курсовая работа состоит из пояснительной записки, которая оформляется в соответствии с требованиями стандарта предприятия /1/ и ЕСКД. Пояснительная записка должна содержать: титульный лист (указывается название курсовой работы, приводятся сведения о авторе, годе и месте написания работы), реферат, исходные данные, содержание, перечень сокращений, введение, основную текстовую часть по разделам, заключение, список использованной литературы (в порядке упоминания). Текст пояснительной записки пишется от руки синими, фиолетовыми или черными чернилами, шариковой ручкой на одной стороне белого листа бумаги формата А4 и после переплетения помещается в обложку. Не рекомендуется изложение текста от первого лица единственного числа. Допускается машинописное написание пояснительной записки (шрифт высотой не менее 2,5 мм, лента черного цвета, полужирная), а также написание на ЭВМ с распечаткой на бумаге через печатающее устройство (шрифт Times New Roman, размер шрифта 14). Поля страницы (верхнее 25 мм, нижнее 30 мм, левое 20 мм, правое 15 мм) рамкой не выделяются и текстом не занимаются. Страницы пояснительной записки нумеруются начиная с титульного листа (номер страницы на титульном листе не пишется), каждый раздел должен начинаться с новой страницы. В текст пояснительной записки могут быть введены таблицы и иллюстрации, помещаемые по ходу изложения материала. Все расчетные формулы должны быть вначале написаны в символьном виде с пояснением обозначения каждого символа, а затем в формулу подставляются числа и приводится результат с указанием его размерности. Ссылки на использованные литературные источники обязательны.

1.5. ОЦЕНКА КУРСОВОЙ РАБОТЫ

Руководителю для оценки представляется законченная курсовая работа. При постановке оценки учитывается степень компетентности студента в решаемых в курсовой работе задачах, качество выполнения и оформления курсовой работы, плановность работы, а также представление законченной курсовой работы в установленный срок.

2. МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ ОСНОВНЫХ РАЗДЕЛОВ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

2.1. АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ КОНСТРУКЦИИ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА

В данном разделе приводится техническое описание системы запуска заданного в номере варианта задания двигателя (см. источники /7-12/):

- назначение системы запуска;
- технические характеристики системы запуска;
- техническое описание конструкции системы запуска и принцип работы (циклограмма работы);
- техническое описание конструкции агрегатов системы запуска и принцип их работы.

2.2. ВЫБОР ТИПА СИСТЕМЫ ЗАПУСКА

Запуск авиационного двигателя является важным эксплуатационным режимом, значительно влияющим на безопасность и регулярность полетов. Важнейшей системой, обеспечивающей надежный запуск, является система принудительной раскрутки и вывода двигателя на режим самостоятельной устойчивой работы – система запуска. Опыт проектирования и эксплуатации авиационных силовых установок показывает, что рациональный выбор типа и параметров системы запуска является достаточно сложной задачей. С одной стороны система запуска должна обеспечивать выполнение основного и обязательного требования – надежный запуск двигателя во всем заданном диапазоне условий эксплуатации летательного аппарата. С другой стороны, масса и габариты системы запуска должны быть минимальны. Кроме этих факторов, при выборе типа системы запуска необходимо также учитывать целый ряд специальных требований, предъявляемых к системам запуска /2, 6/. Основные факторы, влияющие на выбор типа и параметров проектируемой системы запуска представлены на рисунке 1.

В первую очередь выбор типа и параметров системы запуска зависит от величины и требуемого характера изменения потребной мощности агрегата предварительной раскрутки.

Выбранные альтернативные системы запуска для заданного в номере варианта задания двигателя перед проведением поверочных расчетов согласуются с руководителем курсовой работой.

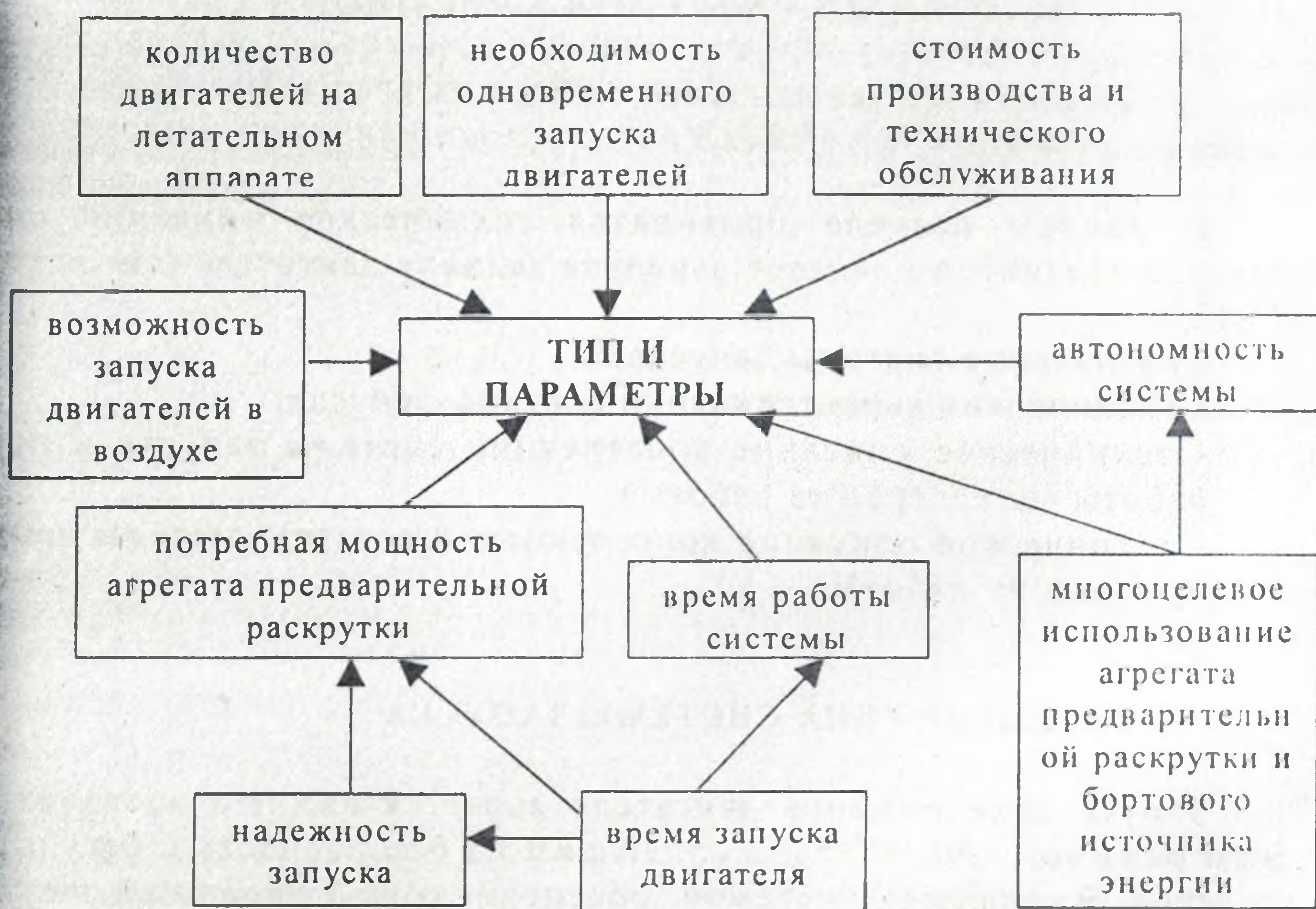


Рисунок 1. Основные факторы, определяющие выбор параметров системы запуска

2.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОЩНОСТИ АГРЕГАТА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ РАСКРУТКИ

Методика приближенного определения максимальной необходимой полезной мощности агрегата предварительной раскрутки для запуска заданного двигателя за заданное время запуска изложена в [2].

Необходимая полезная мощность на выходном валу агрегата предварительной раскрутки определяется по найденной максимальной полезной мощности с учетом передаточного отношения и потерь между раскручиваемым в процессе запуска ротором двигателя и выходным валом агрегата предварительной раскрутки:

$$N_{\text{потр.валу}} = \frac{N_{\text{пол.мах}}}{i_{\text{прив}} \cdot \eta_{\text{прив}}}, \quad (1)$$

где $i_{\text{прив}}$ — передаточное отношение привода двигателя,

$\eta_{прив}$ - коэффициент полезного действия привода двигателя.

Обычно агрегаты предварительной раскрутки имеют в составе конструкции редуктор, поэтому потребная мощность на роторе электро- или турбостартера будет определяться:

$$N_{потр.рот.} = \frac{N_{потр.валу}}{i_{ред} \cdot \eta_{ред}}, \quad (2)$$

где $i_{ред}$ — передаточное отношение редуктора агрегата предварительной раскрутки,

$\eta_{ред}$ - коэффициент полезного действия редуктора агрегата предварительной раскрутки.

Суммарное передаточное отношение i_0 между раскручиваемым в процессе запуска ротором двигателя и ротором агрегата предварительной раскрутки:

$$i_0 = i_{прив} \cdot i_{ред}, \quad (3)$$

Передаточное отношение i_0 является важным параметром, определяющим согласование мощностной характеристики агрегата предварительной раскрутки с характеристикой двигателя (рисунок 2).

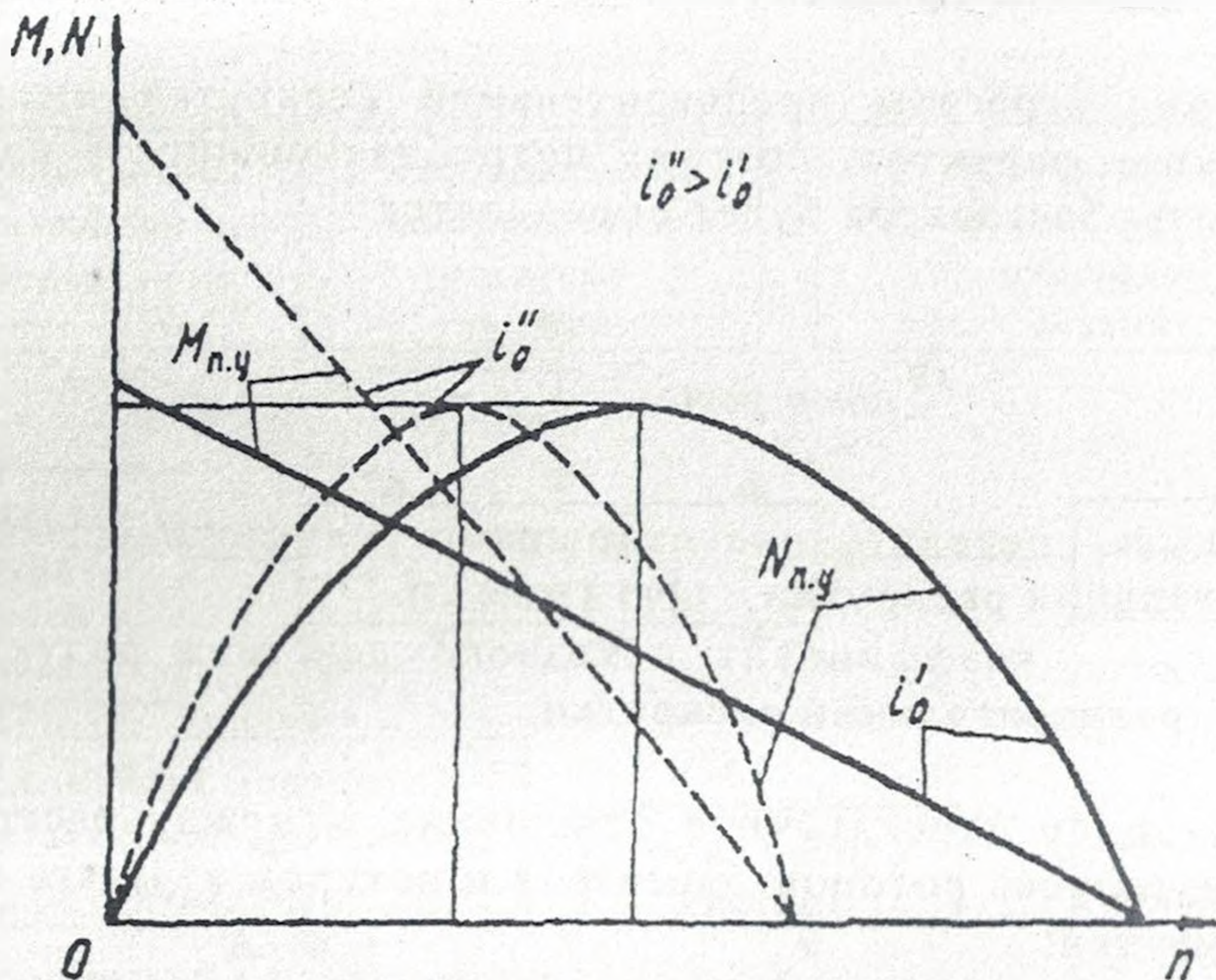


Рисунок 2. Моментная и мощностная характеристики агрегата предварительной раскрутки при различном передаточном отношении i_0

Для каждого типа двигателя существуют оптимальные значения $i_{прив}$ и $i_{ред}$, обеспечивающие наилучшее использование мощностной характеристики агрегата предварительной раскрутки.

При проведении расчета значение параметра $i_{прив}$ принимается равным значению данного параметра на заданном двигателе.

Для большинства газотурбинных двигателей $i_{прив}$ имеет значение, от 0,8 до 1,6 (чаще близкое к 1) и в случае отсутствия информации о значении $i_{прив}$ на заданном двигателе целесообразно принять $i_{прив} = 1$.

Значения $i_{ред}$ существенно различаются в зависимости от типа агрегата предварительной раскрутки:

- для электрических стартеров и стартер-генераторов $i_{ред} = 1,5...4$
- для турбокомпрессорного стартера (ТКС) $i_{ред} = 4...9$
- для воздушного турбостартера (ВТС) $i_{ред} = 5...12$
- для топливо-воздушного турбостартера (ТВТС) и топливо-кислородного турбостартера (ТКТС) $i_{ред} = 6...14$
- для жидкостного турбостартера (ЖТС) $i_{ред} = 7...16$
- для порохового турбостартера (ПТС) $i_{ред} = 7...18$

При выборе значения $i_{ред}$ необходимо учитывать ограничение максимально допустимой частоты вращения ротора агрегата предварительной раскрутки из условия прочности: для электрических стартеров и стартер-генераторов максимально допустимая частота вращения $[n_{max}]$

] якоря ограничивается величиной 350 с^{-1} , для ТКС, ВТС, ТВТС и ТКТС – $1150...1300 \text{ с}^{-1}$, для ПТС, ЖТС – $2350...2400 \text{ с}^{-1}$. Обычно максимально допустимая частота вращения турбины турбостартера (аварийное отключение турбостартера) не превышает значения номинальной частоты вращения турбины (отключение турбостартера по сигналу автоматики запуска) в $1,5...1,8$ раза.

Поэтому после выбора передаточных отношений $i_{прив}$ и $i_{ред}$ необходимо проверить выполнение условия:

$$n_2 \cdot i_0 \cdot (1,5...1,8) \leq [n_{max}] , \quad (4)$$

где n_2 – частота вращения раскручиваемого ротора двигателя при достижении которой происходит отключение агрегата предварительной раскрутки по сигналу автоматики запуска.

Потери при передаче мощности от ротора агрегата предварительной раскрутки к раскручиваемому ротору двигателя невелики и при проведении расчета могут быть приняты следующие значения коэффициентов полезного действия: $\eta_{прив} = 0,96...0,97$; $\eta_{ред} = 0,97...0,98$.

2.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ И РАСХОДА РАБОЧЕГО ТЕЛА

2.4.1. Системы запуска с турбостартерами

Для систем запуска, в которых в качестве агрегата предварительной раскрутки используются турбостартеры, расход рабочего тела на один запуск двигателя $G_{газа}$ может быть определен по следующей формуле:

$$G_{газа} = q_{газа} \cdot t_{стар}, \quad (5)$$

где $q_{газа}$ – секундный расход рабочего тела, кг/с;

$t_{стар}$ – время работы стартера в процессе запуска, с.

Мощность, развиваемая осевой турбиной турбостартера определяется выражением (в кВт):

$$N_{турб} = q_{газа} \cdot 10^{-3} \cdot \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot R \cdot T_{вх} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_{вых}}{P_{вх}} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right] \cdot \eta_{турб}, \quad (6)$$

где κ – показатель адиабаты рабочего тела;

R – газовая постоянная рабочего тела, Дж/(кг·К);

$P_{вх}$ – давление рабочего тела на входе в турбину, Па;

$P_{вых}$ – давление рабочего тела на выходе из турбины, Па;

$T_{вх}$ – температура рабочего тела на входе в турбину, К;

$\eta_{турб}$ – коэффициент полезного действия турбины.

откуда:

$$q_{газа} = \frac{N_{турб} \cdot 10^3}{\frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot R \cdot T_{вх} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_{вых}}{P_{вх}} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right] \cdot \eta_{турб}} \quad (7)$$

Мощность, которую должна развивать турбина турбостартера $N_{турб}$, принимается равной потребной мощности на роторе агрегата предварительной раскрутки, определенной по формуле (2).

А. Определение секундного расхода рабочего тела воздушным турбостартером (рабочее тело – воздух).

Значение показателя адиабаты κ для воздуха определяется по справочным данным в зависимости от температуры [3]. Также значение показателя адиабаты κ может быть определено из уравнения Майера для молярных теплоемкостей:

$$C_p = \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot R, \quad (8)$$

где C_p - теплоемкости при постоянном давлении, Дж/(кг·К);
 R - газовая постоянная, Дж/(кг·К).

откуда

$$\kappa = \frac{1}{\left(1 - \frac{R}{C_p}\right)} \quad (9)$$

Зависимость значения теплоемкости при постоянном давлении C_p от температуры T для воздуха в диапазоне температур 273...1773 К с достаточной степенью точности может быть описана линейной зависимостью /4/ :

$$C_p = 995,6 + 0,093 \cdot T \quad (10)$$

Значение газовой постоянной воздуха - 287,0 Дж/(кг·К).

Значения параметров $T_{вх}$ и $P_{вх}$ при проведении проектировочных расчетов определяются из условий оптимальной совместной работы воздушного турбостартера и источника сжатого воздуха с учетом потерь давления в трубопроводной сети (тах мощностной КПД воздушного турбостартера при min гидравлических потерях). При проведении приближенного проектировочного расчета значения параметров $T_{вх}$ и $P_{вх}$ могут быть приняты по статистическим данным с учетом возможности обеспечения данных параметров источниками сжатого воздуха:

$$P_{вх} = P_{ист} + \Delta P, \quad (11)$$

где $P_{вх}$ - давление воздуха на входе в турбину, Па;

$P_{ист}$ - давление на выходе из источника сжатого воздуха, Па;

ΔP - потери давления в трубопроводной сети, Па.

$P_{вх} = 200...550$ кПа, потери давления в трубопроводной сети обычно не превышают 10...30 кПа, $T_{вх} = 400...600$ К.

Значение параметра $P_{вх}$ принимается равным атмосферному давлению 101,3 кПа.

Значение КПД осевых турбин находится в диапазоне 0,74...0,82, центробежных (радиальных) - 0,8...0,88.

Б. Определение секундного расхода рабочего тела топливо-воздушным или топливо-кислородным турбостартером (рабочее тело -

смесь газов, образующихся при сгорании топлива в присутствии окислителя)

Для топливо-воздушных или топливо-кислородных турбостартеров секундный расход продуктов сгорания основного топлива в присутствии окислителя определяется по формуле:

$$q_{\text{газа}} = q_{\text{топлива}} \cdot (1 + \alpha \cdot L_0), (12)$$

где $q_{\text{топлива}}$ – расход основного топлива, кг/с;

α – коэффициент избытка окислителя (воздуха, кислорода);

L_0 – количество окислителя (воздуха, кислорода), теоретически необходимое для сжигания 1 кг топлива.

откуда секундный расход основного топлива:

$$q_{\text{топлива}} = \frac{q_{\text{газа}}}{1 + \alpha \cdot L_0}. (13)$$

Секундный расход окислителя:

$$q_{\text{окислителя}} = \frac{q_{\text{газа}}}{1 + \frac{1}{\alpha \cdot L_0}}. (14)$$

Расход основного топлива $G_{\text{топлива}}$ и окислителя $G_{\text{окислителя}}$ на один запуск двигателя определяется по формуле (5).

Величина L_0 при расчетах принимается равной $14,9 \frac{\text{кг} \cdot \text{окислителя}}{\text{кг} \cdot \text{топлива}}$.

Значение α : для смеси керосина с воздухом – 1,5...2,0

для смеси керосина с кислородом – 0,12...0,15

Так как в ТВТС и ТКТС на турбину подается смесь газов, образующихся при сгорании топлива в присутствии окислителя, то значение газовой постоянной и молярной теплоемкости (показателя адиабаты) необходимо определять для смеси газов по закону аддитивности:

$$R_{\text{смеси}} = \left(\sum_{i=1}^n \frac{a_i}{R_i} \right)^{-1}, (15)$$

где R_i – газовые постоянные компонентов смеси газов, Дж/(кг·К);

a_i – объемные концентрации компонентов смеси газов;

n – количество компонентов смеси газов.

$$C_p = \sum_{i=1}^n C_{pi} \cdot g_i, (16)$$

где C_{pi} – теплоемкости компонентов смеси газов, Дж/(кг·К);

g_i – массовые концентрации компонентов смеси газов;
 n – количество компонентов смеси газов.

Объемные и массовые концентрации компонентов определяются по формулам:

$$\alpha_i = \frac{V_i}{\sum_{i=1}^n V_i} = \frac{V_i}{V_{\text{смеси}}}, \quad (17)$$

где V_i – объем i -го компонента в смеси газов, м^3 ;
 $V_{\text{смеси}}$ – общий объем смеси газов, м^3 .

$$g_i = \frac{V_i \cdot \rho_i}{\sum_{i=1}^n V_i \cdot \rho_i} = \frac{m_i}{m_{\text{смеси}}}, \quad (18)$$

где ρ_i – плотность i -го компонента в смеси газов, $\text{кг}/\text{м}^3$;
 m_i – масса i -го компонента в смеси газов, кг ;
 $m_{\text{смеси}}$ – масса смеси газов, кг .

При сгорании основного топлива (керосина) в камере сгорания ТВТС или ТКТС образуется смесь из продуктов сгорания, содержащих монооксид углерода CO , несгоревшие тяжелые углеводороды C_xH_y , оксиды азота NO_x , диоксид углерода CO_2 , дым (SN), водяной пар H_2O , оксид серы SO_2 , и горячего воздуха.

При проведении приближенного расчета по определению концентраций компонентов с целью упрощения можно учитывать только продукты сгорания, эмиссия которых при работе турбостартера максимальна (монооксид углерода CO – 60...110 г/кг смеси газов, несгоревшие тяжелые углеводороды C_xH_y – 20...40 г/кг смеси газов, оксиды азота NO_x 40...70 г/кг смеси газов) и горячий воздух.

Зависимость значения теплоемкости при постоянном давлении C_p [Дж/(кг·К)] от температуры T [К] для монооксида углерода CO в диапазоне температур 273...1773 К описывается линейной зависимостью /4/ :

$$C_p = 1035 + 0,09681 \cdot T \quad (19)$$

Зависимость значения теплоемкости при постоянном давлении C_p [Дж/(кг·К)] от температуры T для диоксида азота NO_2 в диапазоне температур 273...1773 К описывается линейной зависимостью:

$$C_p = 1300 + 0,1105 \cdot T \quad (20)$$

Зависимость значения теплоемкости при постоянном давлении C_p [Дж/(кмоль·К)] от температуры T для тяжелых углеводородов (C_5H_{12} и выше) с погрешностью не более 15% можно определить по формуле Гухмана-Нагаревой в зависимости от молекулярной массы:

$$C_p = 3150 + 22,03 \cdot T - 0,0149 \cdot T^2 + 238 \cdot M^{1,124} / (T / 100)^{5,08}, \quad (21)$$

где M – молекулярная масса; для C_5H_{12} – 72,15, для C_6H_{14} – 88,18, для C_7H_{18} – 98,20, для $C_{20}H_{42}$ – 252,32 и т.д.

Значение газовой постоянной монооксида углерода CO – 296,8 Дж/(кг·К).

Значение газовой постоянной диоксида азота NO_2 – 182,4 Дж/(кг·К).

Значение газовой постоянной тяжелых углеводородов для C_5H_{12} – 117,2 Дж/(кг·К), для C_6H_{14} – 94,3 Дж/(кг·К), для $C_{20}H_{42}$ – 33,0 Дж/(кг·К) и т.д.

Значение параметра $T_{газа}$ достигает величины 1600...1800 К.

Значение параметра $P_{вх}$ может быть принято: для ТВТС – 1200...2000 кПа, для ТКТС – 1500...2500 кПа.

Значение параметра $P_{вых}$ принимается равным атмосферному давлению 101,3 кПа.

Значение КПД осевых турбин, применяемых в ТВТС и ТКТС, обычно не превышает 0,35...0,42, что связано с высокими скоростями истечения газа.

В. Определение секундного расхода рабочего тела пороховым или жидкостным турбостартером (рабочее тело – смесь газов, образующихся при сгорании твердого или жидкого однокомпонентного топлива).

Для пороховых или жидкостных турбостартеров секунднй расход продуктов сгорания равен секундному расходу твердого или жидкого однокомпонентного топлива:

$$q_{газа} = q_{топлива}. \quad (22)$$

В качестве топлива в ПТС использовался высокотемпературный нитропорох (кордит), однако из-за высокой эрозионной и коррозионной активности таких топлив широкого распространения они не получили. В настоящее время в ПТС применяются низкотемпературные твердые топлива на базе нитрата аммония (NH_4NO_3); кроме того, современные ПТС могут также работать и на сжатом воздухе низкого давления.

Одним из свойств заряда твердого топлива на базе нитрата аммония является прямая зависимость скорости выгорания топлива от температуры и давления. Для обеспечения примерно постоянного массового расхода газа и оптимальной скорости горения значение параметра $T_{газа}$ должно быть 1100...1350 К. Обеспечение постоянного перепада давлений на турбине, а следовательно, и постоянного крутящего момента, достигается применением в конструкции ПТС клапана предельного давления.

Значение КПД осевых турбин, применяемых в ПТС не превышает 0,35...0,40.

Значения параметров рабочего тела, образующегося при сгорании шашки твердого топлива на базе нитрата аммония, представлены в таблице 1.

Таблица 1.

Параметр	Значение параметра		
Давление газа на входе в турбину, МПа	4,2	5,7	7,84
Давление газа на выходе из турбины, кПа	101,3	101,3	101,3
Температура газа на входе в турбину, К	1020	1005	1150
Газовая постоянная, Дж/(кг·К)	448	448	448
Показатель адиабаты	1,28	1,28	1,28
Плотность твердого топлива, кг/м ³	1600	1600	1600
Скорость горения твердого топлива, м/сек	0,0109	0,0154	0,0225

В качестве топлива для ЖТС применяют перекись водорода (H_2O_2), изопропилнитрат $[(CH_3)_2CHONO_2]$ и гидразин (N_2H_4). Недостатком ЖТС, работающего на перекиси водорода, является относительно низкая температура продуктов разложения, что увеличивает расход рабочего тела.

Значение температуры продуктов разложения перекиси водорода $T_{газа}$ - 900...1100 К, значение газовой постоянной - 356 Дж/(кг·К), значение показателя адиабаты - 1,23.

Значение параметра $P_{вх}$ для ЖТС находится в диапазоне 1800...4000 кПа.

Значение параметра $P_{вых}$ принимается равным атмосферному давлению 101,3 кПа.

Значение КПД осевых турбин, применяемых в ЖТС не превышает 0,35...0,40.

2.4.2. Электрические системы запуска

Для электрических систем запуска основным расчетным техническим показателем является выходная мощность электрической машины P_2 , равная найденной по формуле (2) потребной мощности на роторе агрегата предварительной раскрутки $N_{потр.рот.}$:

$$N_{потр.рот.} = P_2 = P_1 - \Delta P_{\text{я}} - \Delta P_{\text{мех}}, \quad (23)$$

где P_1 – потребляемая электрической машиной (электромагнитная) мощность, Вт;

$\Delta P_{\text{я}}$ – токовые потери в силовой цепи электрической машины, Вт;

$\Delta P_{\text{мех}}$ – механические потери (потери в подшипниках, уплотнениях, вентиляционные) в электрической машине, Вт;

Потребляемая электрической машиной мощность определяется по формуле:

$$P_1 = U \cdot I_1, \quad (24)$$

где U – напряжение питания электрической машины, В;

I_1 – ток сети электрической машины, А.

Токовые потери в силовой цепи электрической машины определяются по формуле:

$$\Delta P_{\text{я}} = I_{\text{я}}^2 \cdot R_{\text{ст}}, \quad (25)$$

где $I_{\text{я}}$ – ток якоря электрической машины, А;

$R_{\text{ст}}$ – внутреннее сопротивление силовой цепи электрической машины, Ом.

Внутреннее сопротивление силовой цепи электрической машины определяется по формуле:

$$R_{\text{ст}} = R_{\text{щ}} + R_{\text{я}}, \quad (26)$$

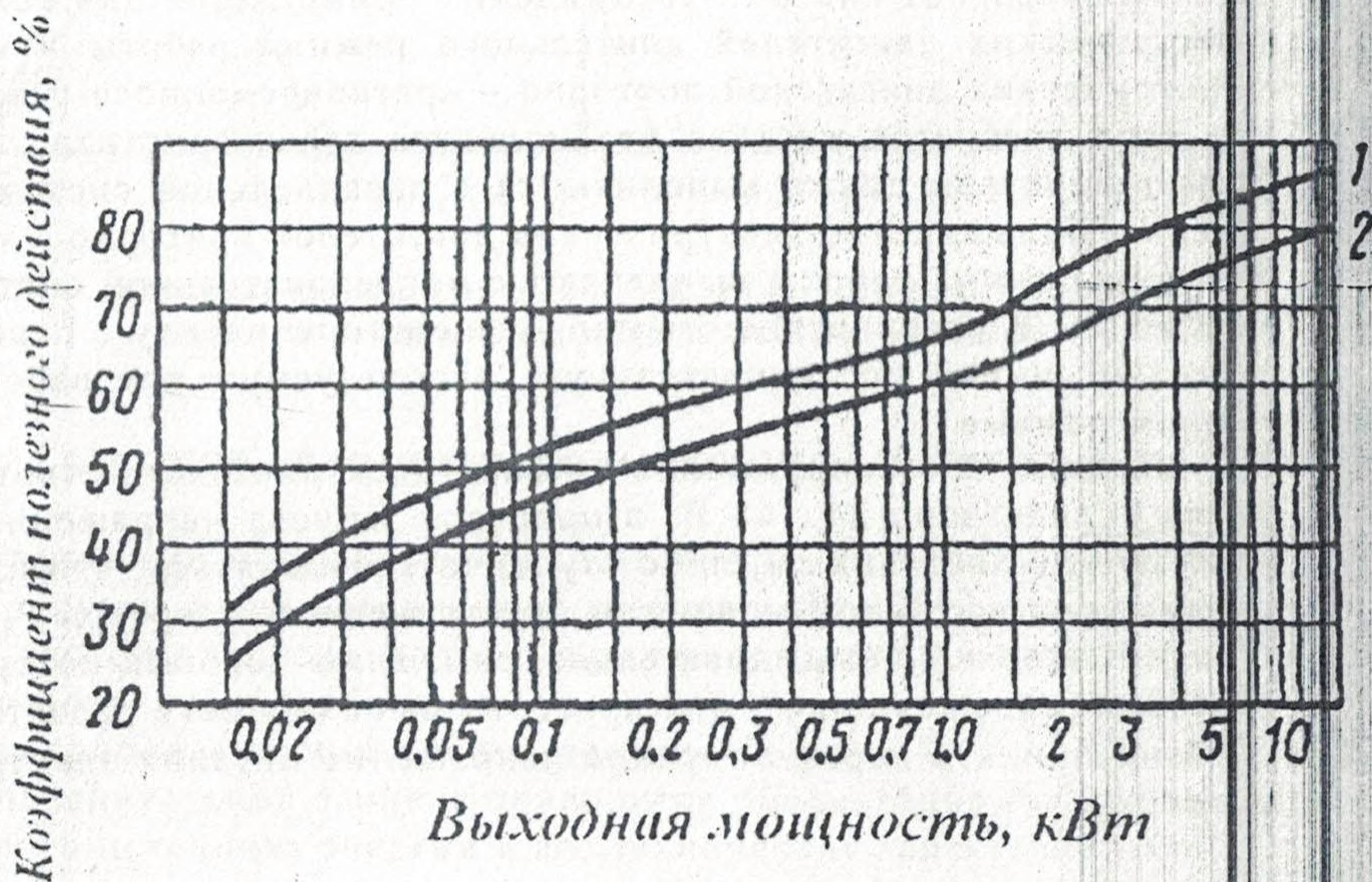
где $R_{\text{щ}}$ – сопротивление щеток, Ом;

$R_{\text{я}}$ – сопротивление обмотки якоря, Ом.

Токовые потери в силовой цепи называются переменными потерями, а механические потери в электрической машине называются постоянными потерями. В электрических машинах постоянного тока постоянные и переменные потери, электромагнитная и выходная мощности находятся в определенной зависимости из условия получения максимального КПД. Для электрических двигателей летательных аппаратов кратковременных и повторно – кратковременных режимов работы переменные потери в среднем составляют около $\frac{3}{4}$ общих потерь [5]:

$$P_1 = \frac{1+3\cdot\eta}{4\cdot\eta} \cdot P_2, \quad (27)$$

где η - КПД электрической машины (см. рисунок 3).



1-длительный режим работы, 2-повторно-кратковременный режим работы

Рисунок 3. Зависимость коэффициента полезного действия от выходной мощности для электрических машин летательных аппаратов

Следовательно, с учетом (24) ток сети электрической машины в первом приближении будет определяться по формуле:

$$I_1 = \frac{P_1}{U} = \frac{1+3\cdot\eta}{4\cdot\eta} \cdot \frac{P_2}{U}. \quad (28)$$

Я-
О-
О-
ГН
И-
ОВ
Ы

Ток якоря I_a в общем случае отличается от тока машины I_l в зависимости от типа возбуждения. В электрических машинах летательных аппаратов в основном используют два типа систем возбуждения - параллельную и последовательную:

- а) при последовательном возбуждении $I_a = I_l$;
- б) при параллельном и смешанном возбуждении $I_a = I_l - I_{ш}$, где $I_{ш}$ - ток в параллельной (шунтовой) обмотке, А.

Как правило, ток в параллельной обмотке составляет

$I_{ш} = (0,025 \dots 0,040) I_a$. Откуда:

$$I_a = \frac{I_l}{1 + (0,025 \dots 0,040)} \quad (29)$$

Параллельная система возбуждения применяется для большинства электрических двигателей длительного режима работы и некоторых электрических двигателей повторно - кратковременного режима работы, если требуется жесткая механическая характеристика; электрические генераторы также выполняются с параллельной системой возбуждения. Большинство электрических двигателей повторно - кратковременного режима работы выполняют с последовательной системой возбуждения. Электрические стартер - генераторы наряду с параллельной обмоткой имеют последовательную, используемую при работе в стартерном режиме.

Максимальное напряжение питания электрического стартера находится в диапазоне 24...48 В; в процессе запуска напряжение питания может быть постоянным, либо ступенчато изменяться, что приводит к увеличению выходной мощности электрического стартера P_2 и снижению ток якоря I_a , и следовательно, снижению токовых потерь в силовой цепи (см. рисунок 4). Для простоты выполняемого расчета целесообразно принять нерегулируемое напряжение питания электрического стартера!

В

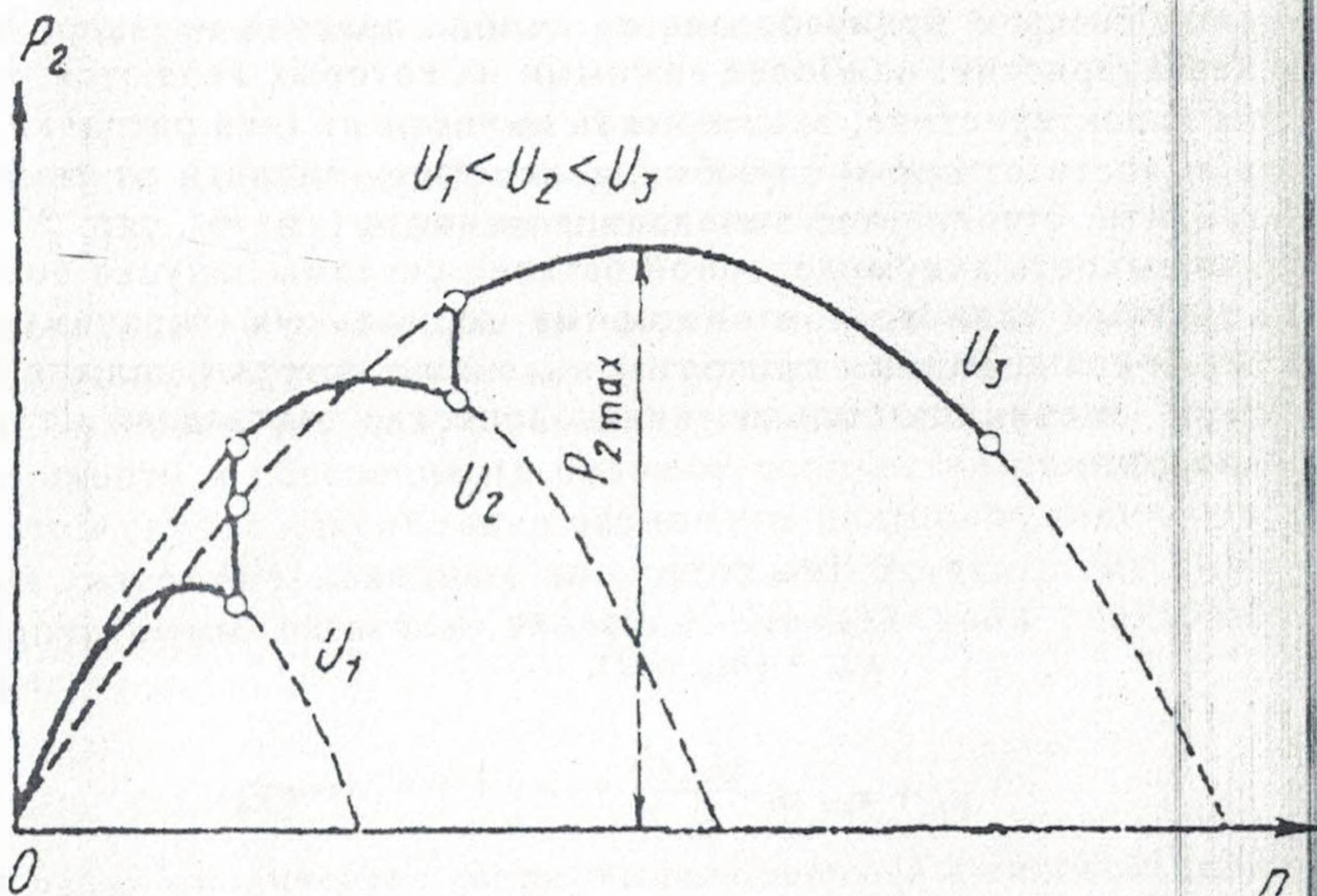


Рисунок 4. Характер изменения выходной мощности электрического стартера при ступенчатом повышении напряжения.

2.5. ВЫБОР АВТОНОМНОГО ИСТОЧНИКА ЭНЕРГИИ

Автономный источник энергии является неотъемлемой частью системы запуска и его масса может достигать 40...70% от массы одного канала системы запуска, поэтому при проектировании системы запуска большое значение необходимо уделять их рациональному выбору из условия наиболее полного использования энергии.

В пояснительной записке приводится обоснование выбора типа автономного источника энергии и его технические характеристики.

а) В электрических системах запуска в качестве автономных источников энергии могут применяться либо аккумуляторные батареи, либо бортовые турбогенераторные установки.

Аккумуляторные батареи являются химическими источниками электрического тока многократного действия, принцип работы которых построен на обратимых (окислительно-восстановительных) реакциях, в результате которых происходит преобразование химической энергии в электрическую. Различают кислотные (свинцовые) и щелочные (кадмиево-никелевые, железо-никелиевые, серебряно-цинковые, серебряно-кадмиевые и др.) аккумуляторные батареи. Выбор аккумуля-

ляторной батареи производится на основе анализа их эксплуатационных характеристик, наиболее важными из которых являются: вольт-амперная характеристика, зависимость емкости от тока разрядки, зависимость емкости от срока службы, зависимость емкости от температуры электролита, степень восстановления емкости (см. /6/, стр. 57-66). Потребная емкость аккумуляторной батареи системы запуска определяется потребным количеством повторных нормальных (горячих) запусков двигателя k_z и холодных прокруток k_{xn} , число которых должно быть как минимум на единицу больше, чем количество двигателей на летательном аппарате $n_{дв}$:

$$k_z = (n_{дв} + 1), \quad (30)$$

$$k_{xn} = (n_{дв} + 2), \quad (31)$$

$$k_z + k_{xn} \leq \frac{Q_n \cdot \gamma}{Q_1}, \quad (32)$$

где Q_n — номинальная паспортная емкость аккумуляторной батареи, А·ч;

γ — коэффициент использования номинальной емкости аккумуляторной батареи (является функцией тока разрядки, температуры электролита и времени эксплуатации);

Q_1 — затраты емкости аккумуляторной батареи на однократное включение электрического стартера, А·ч.

Затраты емкости аккумуляторной батареи на однократное включение электрического стартера Q_1 могут быть найдены по формуле:

$$Q_1 = \int_0^{t_{см}} I_p \cdot dt, \quad (33)$$

где I_p — ток разрядки (принимается равным току якоря I_a), А;

$t_{см}$ — время работы стартера, ч.

Тогда:

$$k_z + k_{xn} \leq \frac{Q_n \cdot \gamma}{\int_0^{t_{см}} I_p \cdot dt} = \frac{Q_n \cdot \gamma}{I_p \cdot t_{см}}. \quad (34)$$

Значение Q_n берется из характеристик подобранной аккумуляторной батареи для нормальных условий и в случае невыполнения условия (34) выбирается другая батарея большей емкости.

Значение γ для новых аккумуляторных батарей в нормальных условиях:

- 0,35...0,50 – свинцовые батареи;
- 0,45...0,62 – серебряно-цинковые батареи;
- 0,82...0,88 – кадмиево-никелевые батареи.

Использование в качестве автономного источника энергии бортовой турбогенераторной установки (вспомогательной силовой установки – ВСУ) позволяет получать значительные стабильные электрические мощности и обеспечивать большое количество повторных запусков. В этом случае максимально возможное повторное количество нормальных запусков и холодных прокруток одного двигателя лимитируется допустимым нагревом изоляции силовой цепи электрического стартера:

$$q_{\text{тепла}} \cdot K \leq [q_{\text{тепла}}], \quad (35)$$

где $q_{\text{тепла}}$ – количества тепла, выделяющегося в силовой цепи электрического стартера за один цикл работы, Дж;

$[q_{\text{тепла}}]$ – допустимое количество подводимого к изоляции силовой цепи электрического стартера тепла, Дж;

K – количество повторных циклов работы электрического стартера ($K_{\min} = 3$).

Откуда:

$$K \leq [q_{\text{тепла}}] / q_{\text{тепла}}. \quad (36)$$

Количества тепла, выделяющегося в силовой цепи электрического стартера за один цикл работы:

$$q_{\text{тепла}} = R_{\text{см}} \cdot \int_0^{t_{\text{см}}} I_{\text{я}}^2 \cdot dt = I_{\text{я}}^2 \cdot R_{\text{см}} \cdot t_{\text{см}}, \quad (37)$$

где $t_{\text{см}}$ – время работы стартера за один цикл запуска, час.

Токовые потери во внутренней силовой цепи электрических стартеров $\Delta P_{\text{я}}$ обычно не превышают 8...12 % от потребляемой мощности P_1 , поэтому приближенно внутреннее сопротивление силовой цепи электрической машины $R_{\text{см}}$ можно найти из формулы (25) после определения тока якоря $I_{\text{я}}$.

Допустимое количество подводимого к изоляции силовой цепи электрического стартера тепла:

$$[q_{\text{тепла}}] = \frac{T_{\text{доп}} \cdot \lambda \cdot S_{\text{изол}}}{\delta_{\text{изол}}}, \quad (38)$$

где $T_{\text{доп}}$ – допустимая температура нагрева изоляционного материала силовой цепи электрического стартера, °С ;

λ – коэффициент теплопроводности изоляционного материала силовой цепи электрического стартера, Дж / (см · °С);

$S_{\text{изол}}$ – односторонняя площадь поверхности изоляционного материала силовой цепи электрического стартера, см²;

$\delta_{\text{изол}}$ – толщина изоляционного материала силовой цепи электрического стартера, см.

По теплостойкости все изоляционные материалы электрических машин в соответствии с ГОСТ 8865-79 и рекомендациями Международной электротехнической комиссии (МЭК) подразделяются на семь классов, допустимая температура для каждого класса при длительном режиме работы представлены в таблице 2.

Таблица 2.

Класс теплостойкости изоляционного материала	А	В	С	Е	Ф	Н	У
Допустимая температура нагрева изоляционного материала	105	130	более 180	120	155	180	90

В случае повторно – кратковременного режима работы допустимая температура для каждого класса может быть увеличена на 20 %.

В электрических машинах летательных аппаратов не теплостойкого исполнения обмотки силовой цепи выполняют из проводов типа ПЭТ, ПЭВ и др., теплостойкого исполнения – проводов типа ПЭТК-СОР, ПСДКТ и др. Значения коэффициентов теплопроводности изоляционных материалов проводов класса теплостойкости А – 0,001... 0,0013 Дж / (см · °С), классов теплостойкости В, С, Е, Ф, Н, У – 0,0016...0,0026 Дж / (см · °С);

Значения толщины изоляционных материалов в зависимости от толщины голого провода для проводов различного типа представлены в таблице 3.

Таблица 3.

тип провода	диаметр голой меди, мм				
	0,06...0,14	0,15...0,33	0,35...0,51	0,51...0,96	1,00...1,94
толщина изоляционного материала, мм					
ПЭТ	0,01...0,015	0,02...0,025	0,03...0,035	0,04...0,05	0,05...0,06
ПЭВ	0,31...0,96	1,00...1,56	1,61...2,10	2,13...2,72	-
ПЭТКСОТ	0,33...0,96	1,00...1,56	1,61...2,10	2,13...2,72	-
ПСДКТ	0,31...0,51	0,53...0,96	1,00...1,62	-	-

Статистические данные о среднем значении толщины голого провода в зависимости от выходной мощности электрического двигателя представлены в таблице 4.

Таблица 4.

	Выходная мощность электрического двигателя, кВт						
	1,5	3,2	6	11	19	25	55
Размер голого провода, мм	1,0...1,8	1,3...2,4	1,4...2,6	1,5...2,6	1,8...2,6	2,0...2,6	2,0...2,6

Значения односторонней площади поверхности изоляционного материала силовой цепи электрических двигателей летательных аппаратов при проведении приближенного расчета могут быть приняты по статистическим данным: при выходных мощностях электрического двигателя 1,5...45 кВт $S_{изол}$ находится в диапазоне 1,123...4,590 м²

Выбор ВСУ производится из условия обеспечения потребляемой стартером электрической мощности, минимальной массы и минимальных эксплуатационных затрат по / 7 /.

б) В воздушной системе запуска в качестве автономного источника сжатого воздуха могут применяться либо бортовые баллоны сжатого воздуха либо турбогенераторы сжатого воздуха (ВСУ).

Бортовые баллоны для размещения сжатого воздуха имеют сферическую форму и изготавливаются из металла или стеклопластика (резиновая основа – оболочка обматывается стекловолокном, пропитанным эпоксидной смолой). Важной эксплуатационной особенностью стеклопластиковых воздушных бортовых баллонов является то, что при разрушении в них происходит местный прорыв воздуха и они, в отличие от металлических баллонов не разлетаются на обломки. Кроме того, стеклопластиковые баллоны имеют меньшую массу (примерно на 1/3) по сравнению с металлическими баллонами. К недостаткам стеклопластиковых воздушных баллонов относятся температурные ограничения из условия прочности (обычно рабочая температура находится в

диапазоне 289...323 К, а максимально допустимая не превышает 373...423 К).

При использовании в качестве автономного источника сжатого воздуха бортового воздушного баллона необходимо учитывать, что реально используется не более 85 % содержащегося в баллоне воздуха, поэтому потребная масса сжатого воздуха на один запуск двигателя $G_{\text{газа потр. 1}}$, размещаемая в воздушном баллоне, будет определяться по формуле:

$$G_{\text{газа потр. 1}} = (G_{\text{газа 1}} + 0,3 \cdot q_{\text{газа}}) / 0,85. \quad (39)$$

Суммарная потребная масса сжатого воздуха $G_{\text{газа потр. } \Sigma}$ определяется потребным количеством повторных нормальных (горячих) запусков двигателя k , и холодных прокруток $k_{\text{хп}}$ (см. (30) и (31)):

$$G_{\text{газа потр. } \Sigma} \geq G_{\text{газа потр. 1}} \cdot (K_z + K_{\text{хп}}). \quad (40)$$

По найденной суммарной потребной массе сжатого воздуха могут быть определены основные параметры и количество воздушных баллонов. Масса воздуха, размещаемого в баллоне некоторого объема, определяется по формуле $G_{\text{газа в баллоне}}$:

$$G_{\text{газа в баллоне}} = 0,034 \cdot \frac{P \cdot V}{T}, \quad (41)$$

где P – давление воздуха в баллоне, МПа;

V – объем баллона, л;

T – температура воздуха в баллоне, °С.

Обычно наружный диаметр бортовых баллонов сжатого воздуха находится в пределах 20...60 см (см. рисунок 5), а давление воздуха в баллоне – в пределах 21...35 МПа. Задаваясь значениями P , V , и T можно определить минимально необходимое число баллонов для размещения суммарной потребной массы сжатого воздуха:

$$n \geq G_{\text{газа потр. } \Sigma} / G_{\text{газа в баллоне}} \quad (42)$$

где n – число баллонов, шт.

Наружный диаметр баллона, см
Масса баллона, кг

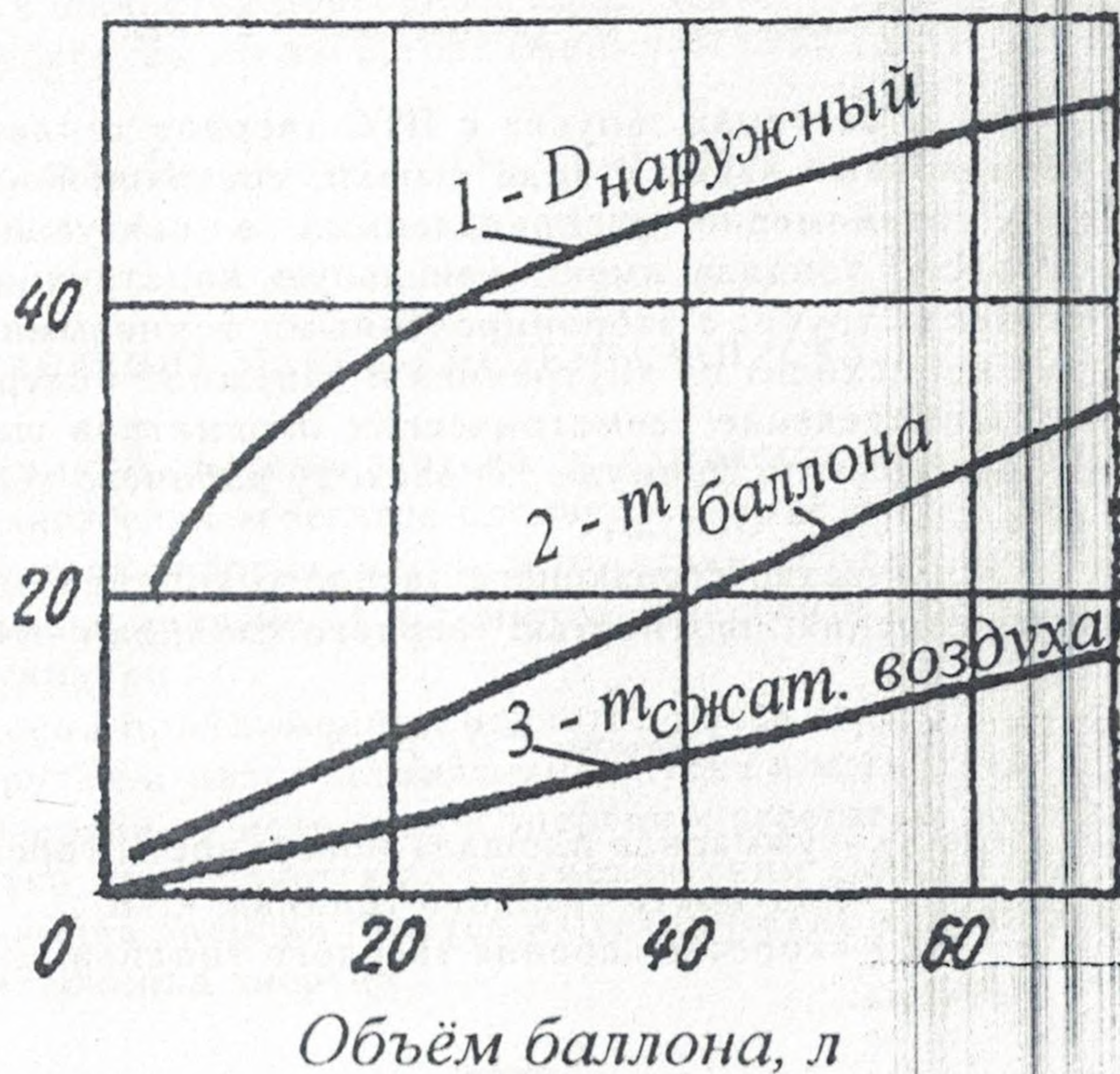


Рисунок 5. Характеристики сферических баллонов из стеклопластика.

При использовании в качестве источника сжатого воздуха ВС необходимо произвести ее подбор из условия обеспечения необходимых параметров рабочего тела ($q_{газа}$, $P_{вх}$ и $T_{вх}$), минимальной массы минимальных эксплуатационных затрат по [7].

в) В системах запуска с ТВТС или ТКТС окислитель (воздух, кислород) обычно размещается в бортовых баллонах (металлических или стеклопластиковых) и суммарный потребный запас окислителя $G_{окислителя}$ на борту летательного аппарата, а также основные параметры и количество бортовых баллонов, определяются также, как и для воздушной системы запуска, по потребному расходу окислителя $G_{окислителя}$ на один запуск двигателя. Так как в качестве горючего в системах запуска с ТВТС или ТКТС чаще всего используется топливо основных двигателей - керосин, то специальный отдельный топливный бак для размещения горючего не применяется (керосин забирается из расходного топливного бака топливной системы летательного аппарата). Суммарный расход керосина за однократный запуск всех двигателей на летательном аппарате будет равен:

$$G_{\text{топлива потр.}\Sigma} \geq G_{\text{топлива потр.1}} \cdot 2 \cdot n_{\text{дв.}} \quad (43)$$

г) В системах запуска с ПТС твердое топливо представляет собой стандартный заряд в виде шашки, состоящей из зерен нитрата аммония, равномерно распределенных в связующем горючем. Шашки твердого топлива имеют канальную конструкцию (толстостенная пустотелая труба) с забронированными торцевыми поверхностями, горение происходит по внутренней и наружной поверхностям.

Определение геометрических параметров шашки производится по найденному по формуле (5) расходу рабочего тела на один запуск двигателя $G_{\text{газа1}} = G_{\text{топлива1}}$.

Количество сгорающего твердого топлива определяется площадью горения, плотностью твердого топлива и скоростью горения:

$$G_{\text{топлива}} = S_{\Sigma} \cdot \rho \cdot u, \quad (44)$$

где S_{Σ} - суммарная площадь поверхности горения, м^2 ;

ρ - плотность твердого топлива, кг/м^3 ;

u - скорость горения твердого топлива, м/сек.

откуда:

Суммарная площадь поверхности шашки твердого топлива определяется по формуле:

где L - длина шашки, м ;

D - наружный диаметр шашки, м ;

d - внутренний диаметр шашки, м .

Приняв значения D и d произвольными (или заданными) величинами можно определить значение L и наоборот.

Суммарное потребное количество шашек твердого топлива для системы запуска принимается равным количеству двигателей на борту летательного аппарата.

д) В системах запуска с ЖТС однокомпонентное топливо размещают в отдельных топливных баках. Определение потребного запаса топлива в топливном баке производится по найденному по формуле (5) расходу рабочего тела на один запуск двигателя $G_{\text{газа1}} = G_{\text{топлива1}}$ с уче-

том потребного количества повторных нормальных (горячих) запусков k , и холодных прокруток $k_{хп}$ двигателя (формулы (30), (31)):

$$G_{\text{топлива попр.}\Sigma} = G_{\text{топлива попр.1}} \cdot (K_z + K_{хп}). \quad (47)$$

2.6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАССЫ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА

Масса автономной системы запуска складывается из массы установочных на двигателях агрегатов предварительной раскрутки, массы бортовых источников энергии, массы автоматики запуска и магистралей (сетей) передачи энергии от источников энергии к агрегатам предварительной раскрутки /2/.

При проведении приближенных расчетов масса агрегатов предварительной раскрутки и масса автоматики запуска и магистралей (сетей) передачи энергии от источников энергии к агрегатам предварительной раскрутки определяется по статистическим данным /2/. Масса бортовых источников энергии берется из технических характеристик подобранного источника энергии.

2.7. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА

Оценка эффективности автономных систем запуска может производиться с использованием ряда как абсолютных, так и относительных критериев:

- а) габариты автономной системы запуска;
- б) масса автономной системы запуска;
- в) мощностной КПД автономной системы запуска η_N :

$$\eta_N = N_{\text{ротора стартера}} / N_{\text{источника}}, \quad (48)$$

где $N_{\text{ротора стартера}}$ - мощность на роторе электростартера или турбине турбостартера, Вт;

$N_{\text{источника}}$ - мощность, отбираемая от автономного источника энергии, Вт.

Для систем запуска с турбостартерами определяется эквивалентная мощность автономного источника энергии $N_{\text{источника экв}}$, Вт:

$$N_{\text{источника экв}} = q_{\text{газа}} \cdot L_{ад}, \quad (49)$$

где $L_{ад}$ - адиабатическая работа рабочего тела.

Адиабатическая работа рабочего тела определяется по формуле:

$$L_{ad} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot R \cdot T \cdot \left(1 - \frac{1}{P^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}\right), \quad (50)$$

где κ - показатель адиабаты рабочего тела;

R - газовая постоянная рабочего тела, Дж/(кг·К); —

P - давление рабочего тела на выходе из автономного источника энергии (ВСУ, бортового баллона), Па;

T - температура рабочего тела на выходе из автономного источника энергии (ВСУ, бортового баллона), К

г) удельный секундный расход рабочего тела C_q :

$$C_q = q_{\text{рабочего тела}} / N_{\text{стартера}},$$

где $q_{\text{рабочего тела}}$ - секундный расход рабочего тела, кг/сек,

$N_{\text{стартера}}$ - мощность на выходном валу агрегата предварительной раскрутки, кВт.

Критерием эффективности автономной системы запуска в данном случае являются статистические данные по удельным секундным расходам рабочего тела турбостартерами различного типа, представленные в / 2 /.

Приложение 1.

Исходные данные для расчета (технические характеристики двигателей)

Параметр	Номер варианта					
	1	2	3	4	5	6
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 ТРДД Д - 18Т
2. Тяга (мощность) двигателя на взлетном режиме, кН (кВт)	(295)	(1880)	65	103	127,5	229,5
2. Частота вращения ротора двигателя*, сек ⁻¹						
- вступления в активную работу турбины n_1	86,5	36,2	30,8	20,3	25,1	33,8
- отключения стартера n_2	306,0	122,0	110,8	46,2	114,2	80,0
- на режиме земного малого газа $n_{м.г.}$	427,5	231,7	135,6	68,4	140,3	101,2
- на взлетном режиме $n_{взл.}$	720,0	251,6	239,8	118,9	198,7	155,7
3. Частота вращения воздушно-го винта n_v^* , сек ⁻¹	-	20,75	-	-	-	-
4. Число ступеней ротора двигателя*:						
-компрессора i_k	8	10	7	6	13	7
-турбины i_m	1	3	1	1	2	1
5. Диаметр по концам рабочих лопаток*, м:						
-компрессора D_k	0,164	0,350	0,500	1,060	0,644	0,940
- турбины D_m	0,178	0,472	0,616	0,850	0,736	0,980
6. Диаметр воздушного винта D_v , м	-	3,9	-	-	-	-

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

Приложение 2.

Исходные данные для расчета
(продолжительность процесса запуска двигателя).

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

СПИСОК РЕКОМЕНДУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Стандарт предприятия. СТП СГАУ 6.1.4-97. Общие требования к оформлению учебных текстовых документов.
2. Таммекиви И.В. Системы запуска авиационных двигателей. Метод. указания к практической работе. Самара, СГАУ, 2002.
3. Ривкин С.Л. Термодинамические свойства газов. М., Высшая школа, 1973.
4. Нащокин В.В. Техническая термодинамика и теплопередача. М., Высшая школа, 1980.
5. Морозов А.Г. Расчет электрических машин постоянного тока. М., Высшая школа, 1972.
6. Кац Б.М., Жаров Э.С., Винокуров В.К. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей. М., Машиностроение, 1976.
7. Тимофеев Н.И. "Конструкция и летная эксплуатация двигателя НК - 8 - 2У" / Москва, Машиностроение, 1978 г., 144 стр.
8. "Авиационный газотурбинный двигатель ГТД - 350". Техническое описание / док. № 16.0.376, редакция № 2, Ж-шув, 1978 г., 230 стр.
9. "Авиационный турбовинтовой двигатель АИ - 24" / Техническое описание / Заказ № 3224А/1236, Москва, Внешторгиздат, 214 стр.
10. "Трехвальный ТРДД Д - 36" Руководство по технической эксплуатации. Книга 1. / Изд. № 25948/4, Запорожье, МКБ "Прогресс", 1978 г., 328 стр.
11. "Двигатель ПС - 90А" Руководство по технической эксплуатации. Книга 1. / Утв. 94-00-807 РЭ-ЛУ 20 августа 1990 г., 777 стр.
12. "Трехвальный ТРДД Д - 18Т" Руководство по технической эксплуатации 18Т.00.00.000 РЭ. Книга 4.
13. Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные морские промышленные. Москва, АКС-Конверсалт, 2000 г.

Учебное издание

РАСЧЕТ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА АВИАЦИОННОГО
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Методические указания к курсовой работе

Составитель: Таммекиви Иван Владимирович

Государственное образовательное учреждение высшего профес-
сионального образования

«Самарский государственный аэрокосмический университет имени
академика С.П. Королёва».

443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.