

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Федеральное государственное автономное  
образовательное учреждение высшего образования  
«Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королева»  
(Самарский университет)

Институт авиационной техники  
Кафедра эксплуатации авиационной техники

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА

ОБОСНОВАНИЕ МЕРОПРИЯТИЙ ПО УСТРАНЕНИЮ ДЕФЕКТА  
«ПОВЫШЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ЗА КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ»  
ВЕРТОЛЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА  
ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ

по направлению подготовки 25.04.01  
Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей  
(уровень магистратуры)  
направленность профиля «Контроль технического состояния и  
диагностика силовых элементов конструкции и двигателей воздушных  
судов»

Студент \_\_\_\_\_ Мазанов Дмитрий Борисович \_\_\_\_\_

Руководитель ВКР, степень, звание к.т.н., доцент Ю.В. Киселев

Нормоконтролер \_\_\_\_\_ Ю.В. Киселев

Самара 2020 г.

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Федеральное государственное автономное  
образовательное учреждение высшего образования  
«Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королева»

Кафедра \_\_\_\_\_ эксплуатации авиационной техники \_\_\_\_\_

УТВЕРЖДАЮ  
Заведующий кафедрой

\_\_\_\_\_ / М.А. Ковалев /  
(подпись) И.О. Фамилия

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 г.

**Задание на выпускную квалификационную работу (ВКР)**

Студенту(ке) \_\_\_\_\_ Мазанову Дмитрию Борисовичу \_\_\_\_\_  
(ФИО, полностью)

группы \_\_\_\_\_ 3223-250401D \_\_\_\_\_

1. Тема ВКР: \_\_\_\_\_ Обоснование мероприятий по устранению дефекта «Повышение температуры газов за камерой сгорания» вертолетного двигателя на основе анализа термогазодинамических параметров \_\_\_\_\_

утверждена приказом по университету от «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_ г. № \_\_\_\_\_

2. Перечень вопросов, подлежащих разработке в ВКР: \_\_\_\_\_

1) исследование дефектов, возникающих при проведении стендовых испытаний вертолетных двигателей; \_\_\_\_\_

2) анализ существующих методов диагностирования двигателей по термогазодинамическим параметрам; \_\_\_\_\_

3) разработка математической модели вертолетного газотурбинного двигателя ТВЗ-117ВМ; \_\_\_\_\_

4) алгоритм и методика устранения дефекта «Повышение температуры газов за камерой сгорания» на основе анализа термогазодинамических параметров; \_\_\_\_\_

3. Консультанты по разделам ВКР (при наличии):

раздел ВКР: \_\_\_\_\_

разрабатываемые вопросы: \_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_/\_\_\_\_\_/\_\_\_\_\_  
должность, степень подпись И.О. Фамилия

4. Дата выдачи задания: «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_ г.

5. Срок представления на кафедру законченной ВКР: «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_ г.

Руководитель ВКР

\_\_\_\_\_ доц. каф. ЭАТ, к.т.н \_\_\_\_\_ / Ю.В. Киселев /  
должность, степень подпись И.О. Фамилия

Задание принял к исполнению \_\_\_\_\_ / Д.Б. Мазанов /  
подпись студента И.О. Фамилия студента

## РЕФЕРАТ

Пояснительная записка: 103 с., 32 рисунка, 25 таблиц, 16 источников, 1 приложение.

ДВИГАТЕЛЬ ГАЗОТУРБИННЫЙ ТВЗ-117ВМ, ПАРАМЕТРЫ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ, ЧАСТНЫЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ ВЗАИМНОГО ВЛИЯНИЯ, МАТРИЦА ВЗАИМНОГО ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ, МЕТОДИКА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ.

Выполнен анализ дефектов, проявляющихся во время стендовых испытаний газотурбинного двигателя ТВЗ-117ВМ, выявлен наиболее часто встречающийся дефект, который связан с повышенной температурой газов за камерой сгорания. Рассмотрены методы диагностики двигателя по термогазодинамическим параметрам. Разработана математическая модель ГТД ТВЗ-117ВМ, на основании которой определены частные коэффициенты взаимного влияния параметров работы двигателя, составлены матрицы взаимного влияния параметров. Скорректированы мероприятия по устранению дефекта «Повышенная температура газов за камерой сгорания» на основе анализа термогазодинамических параметров.

## СОДЕРЖАНИЕ

СОДЕРЖАНИЕ .....	4
ВВЕДЕНИЕ.....	6
1 Объект исследования.....	8
1.1 Двигатель ТВЗ-117 общие характеристики.....	8
1.2 Капитальный ремонта двигателя ТВЗ-117 .....	12
1.3 Дефекты, возникающие при испытании двигателя ТВЗ-117 .....	20
1.4 Выводы. Задачи исследования.....	34
2 Диагностика газотурбинных двигателей по термогазодинамическим параметрам.....	36
2.1 Параметрическая диагностика.....	36
2.2 Математические модели.....	40
2.3 Классификация математических моделей.....	43
2.4 Совместная работа узлов турбовального двигателя .....	51
2.5 Определение взаимосвязи первичных и вторичных параметров турбовального двигателя со свободной турбиной.....	60
3 Стендовые испытания двигателей ТВЗ-117ВМ.....	62
3.1 Цели и задачи исследования. Объект исследования .....	62
3.2 Характеристики измерительных устройств .....	62
3.3 Анализ характеристик двигателей, прошедших испытание с первого раза, на основании данных совмещенных приёмо-сдаточных испытаний .....	63
3.4 Анализ характеристик двигателей, не прошедших испытание с первого раза, на основании данных совмещенных приёмо-сдаточных испытаний .....	72

3.5	Взаимное влияние параметров работы двигателя ТВЗ-117ВМ ..	84
3.6	Методика исследования и восстановления двигателя ТВЗ-117ВМ ..	88
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ ..	93
	СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ.....	95
	ПРИЛОЖЕНИЕ А.....	97

## ВВЕДЕНИЕ

В процессе эксплуатации у авиационных двигателей как самолетных, так и вертолетных вырабатывается межремонтный ресурс, который у каждого типа изделий свой. В случае его выработки, двигатели отправляются на авиаремонтные предприятия для проведения капитального ремонта. В процессе капитального ремонта двигатели проходят полную разборку, промывку деталей и узлов от загрязнения, после чего проводится их комплексная дефектация, по результатам которой детали и узлы отправляют по требуемому циклу ремонта.

Пройдя все циклы ремонта, детали и узлы комплектуются и отправляются на сборку, в ходе которой производится процесс сборки двигателя. Окончательным этапом капитального ремонта является испытание собранного двигателя на испытательном стенде авиаремонтного предприятия. В процессе испытания проверяются параметры работы двигателя на соответствия требованиям руководства по капитальному ремонту (РКР) изделий.

При успешном прохождении двигателя сдаются заказчику, консервируются и упаковываются в транспортировочные тары. После чего транспортируются в адрес заказчика. Однако, возникают случаи, когда у двигателя, в процессе его испытания, возникают дефекты, т.е. проявляются несоответствия каких-либо параметров работы требованиям РКР. В таком случае эти двигателя снимаются с испытательного стенда и отправляются в цех сборки, для выполнения исследования причины возникновения дефекта с последующим восстановлением. Конечным этапом также является испытание этого двигателя.

Стоит отметить, что наиболее сложными дефектами являются неявные дефекты, связанные с термогазодинамическими параметрами работы двигателя, например, не соответствующая требованиям РКР температура газов за камерой сгорания. В таком случае производится тщательный анализ

дела ремонта двигателя, по результатам которого принимается решение об выполнении необходимых мероприятий. В некоторых случаях двигатель не всегда удается восстановить с первого раза. Из-за чего в цехе сборки увеличивается объём работы, который сказывается на выполнении месячного плана, а также увеличивается срок ремонта, за несоблюдение которого на авиаремонтное предприятие накладываются штрафные санкции, прописанные в договорах на предоставление услуги по капитальному ремонту изделия.

Таким образом наиболее важным фактором в процессе исследования и восстановления двигателей, не прошедших испытание по причине возникновения дефекта, является точное определение причины возникновения дефекта и разработка мероприятий, направленных на его устранение. Мероприятия должны быть максимально эффективными, как можно менее трудоёмкими и трудозатратными, а также экономически обоснованными.

В данной работе была поставлена задача по обоснованию мероприятий и разработке методики, направленных на устранение дефекта «Повышенная температура газов за камерой сгорания» вертолетного двигателя на основе анализа термогазодинамических параметров. В ходе работы были рассмотрены существующие методы диагностики двигателя по термогазодинамическим параметрам, рассмотрен вопрос по совместной работе узлов газотурбинного двигателя со свободной турбиной. Составлена математическая модель вертолетного газотурбинного двигателя ТВЗ-117ВМ, на основе которой найдены частные коэффициенты взаимного влияния и составлены матрицы взаимного влияния параметров. Конечным итогом является разработка методики по устранению обозначенного дефекта.

## 1 Объект исследования

### 1.1 Двигатель ТВЗ-117 общие характеристики

Авиационный двигатель ТВЗ-117 (см. рисунок 1.1) относится к числу турбовальных газотурбинных двигателей со свободной турбины. Он представляет собой тепловую машину, в которой происходит преобразование энергии, выделяемой при сгорании топлива, в механическую работы на выходном валу свободной турбины, кинематически не связанной с турбиной компрессора. Что является конструктивной особенностью данного двигателя, которая имеет ряд конструктивных и эксплуатационных преимуществ:

- Позволяет получать желаемую частоту вращения ротора свободной турбины, независимо от частоты вращения ротора турбины компрессора;
- Облегчает раскрутку ротора турбины компрессора при запуске двигателя;
- Уменьшает габариты главного редуктора в силу того, что частота вращения ротора СТ меньше частоты вращения ротора турбины компрессора.

Двигатель ТВЗ-117 был разработан в 1972 году. По мере его эксплуатации в конструкцию двигателя вносились изменения, направленные на совершенствование конструкции и технологии, повышение надежности безопасности полетов. Всего были разработаны и серийно изготовлены следующие модификации двигателей:

- ТВЗ-117 2 серии;
- ТВЗ-117 3 серии;
- ТВЗ-117М 3 серии;
- ТВЗ-117МТ 3 серии;
- ТВЗ-117КМ 3 серии;
- ТВЗ-117В;
- ТВЗ-117ВК;

- ТВЗ-117ВКР;
- ТВЗ-117ВМ;
- ТВЗ-117ВМА;
- ТВЗ-117ВМАР;
- ТВЗ-117ВМ серия 02;
- ТВЗ-117ВМА серия 02.

Рассмотрим основные технические характеристики наиболее распространенной модификации «ВМ» двигателя ТВЗ-117 (см. таблицу 1.1) [1].

Таблица 1.1 - Основные технические характеристики двигателя ТВЗ-117ВМ

№ п/п	Параметр	Значение
1	Компрессора	Дозвуковой, осевой, имеет 12 ступеней
2	Мощность, потребляемая компрессором при работе двигателя на максимальном земном режиме, кВт (л.с.)	3080 (4190)
3	Способ регулирования компрессора	Перепуском воздуха из-за VII ступени компрессора в атмосферу и поворотом лопаток ВНА и НА с первой по четвертую ступень
4	Степень повышения давления воздуха в компрессоре, максимальная	9,40
5	Секундный расход воздуха, кг/с	8,7
6	Камера сгорания	Прямоточная, кольцевая с двенадцатью рабочими форсунками
7	Коэффициент сохранения полного давления $\sigma_{кc}$	0,948
8	Коэффициент полноты сгорания $\eta_{г}$	0,98
9	Суммарный коэффициент избытка воздуха $\alpha_{кc}$	4,26

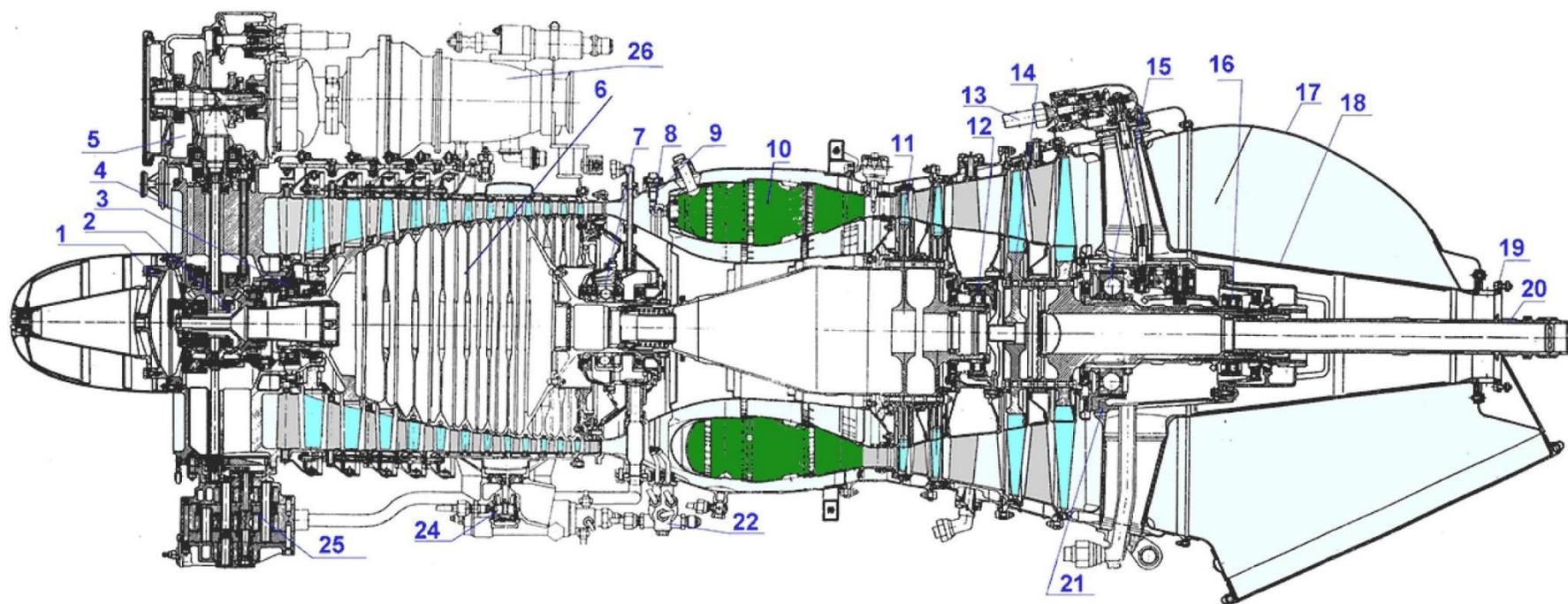


Рисунок 1.1- Двигатель ТВ3-117ВМ

1- передняя крышка; 2- центральный привод; 3- первая опоры; 4- корпус первой опоры; 5- коробка приводов; 6- компрессор; 7- вторая опора; 8- коллектор топливных форсунок; 9- наружный корпус диффузора; 10- жаровая труба; 11- турбина компрессора; 12- третья опора; 13- внешний гибкий валик; 14- свободная турбина; 15- четвертая опора; 16- пятая опора; 17- выхлопной патрубок; 18- силовой конус; 19- фланец крепления сферической опоры редуктора; 20- рессора главного привода; 21- корпус четвертой, пятой опор; 22- дренажный клапан; 24- клапан перепуска воздуха; 25- маслоагрегат; 26- воздушный стартер.

Продолжение таблицы 1.1

№ п/п	Параметр	Значение
10	Турбина компрессора	Осевая, двухступенчатая, реактивная
11	Степень понижения давления газа в турбине компрессора	3,64
12	Максимальная мощность турбины компрессора, кВт (л.с.)	3080 (4188)
13	Свободная турбина	Осевая, двухступенчатая, реактивная
14	Степень понижения давления газа в свободной турбине	2,4
15	Максимальная мощность свободной турбины, кВт (л.с.)	1618 (2200)
16	Выходное устройство	Диффузорное, нерегулируемое с отводом отработавших газов под углом 25° к оси двигателя
17	Ресурс двигателя, час: - назначенный ресурс  - межремонтный ресурс	4500 с возможностью продления ресурса до 6000/7500  1500

Эксплуатация двигателей ТВ3-117ВМ производится до выработки межремонтного или назначенного ресурсов, которые как видно из таблицы 1 для разных модификаций различны и могут существенно отличаться. Если у двигателя выработался назначенный ресурс, то его от эксплуатации отстраняют и списывают. При выработке межремонтного ресурса двигатели отправляют в капитальный ремонт на авиаремонтные предприятия такие как: АО «Уральский завод гражданской авиации» г. Екатеринбург, АО «218 авиационный ремонтный завод» г. Гатчина, АО «ОДК- Климов» г. Санкт-Петербург и т.д.

## 1.2 Капитальный ремонт двигателя ТВЗ-117

При проведении капитального ремонта двигателя на специализированном предприятии выполняется его разборка на детали и узлы, выполняется промывка разобранных деталей и узлов, их дефектация, определение технического состояния, производится необходимый слесарный или механический ремонт, либо другие виды восстановительного ремонта. По результатам проделанной работы двигатель комплектуются годными деталями, которые удовлетворяют всем требованиям руководства по капитальному ремонту (РКР), а также новыми деталями, входящие в список обязательной замены. Согласно технологии, производится узловая и окончательная сборка двигателя, после чего обязательным этапом является проведение испытания.

В настоящее время на предприятиях авиационной промышленности применяются следующие виды испытаний: предъявительские (сдаточные), приемо-сдаточные и совмещенные [2].

1. Предъявительские (сдаточные) испытания проходят все двигатели, которые были изготовлены на серийных заводах, а также те двигатели, прошедшие капитальный ремонт на авиаремонтном предприятии. Суть данных испытаний состоит в приработке деталей двигателя, выполняется его «обкатка», проверяется качество выполнения сборки и работы агрегатов двигателя. Делается оценка соответствия параметров работы двигателя требованиям РКР.

Работу двигателя проверяют на всех эксплуатационных режимах, при этом производится отладка агрегатов. Результаты проведения испытания предъявляют отделу технического контроля (ОТК) предприятия.

После выполнения предъявительского (сдаточного) испытания двигатель отправляют в цех на разборку, с целью проверки и контроля состояния его деталей и узлов. Контроль осуществляют контролеры ОТК и представитель заказчика. В случае обнаружения дефектов, то их устраняют,

затем двигатель по действующей технологии собирается и отправляется на приёмо-сдаточное испытание.

2. Приёмо-сдаточные испытания также как и предъявительские (сдаточные) испытания проходят все двигатели, целью которых также является приработка деталей и агрегатов, проверка соответствия техническим условиям качества повторной сборки, отладка двигателя и агрегатов, приемка двигателя представителем заказчика по акту сдачи.

В случае успешного испытания оформляется акт сдачи двигателя заказчику, производится его полная консервация, упаковка в транспортировочную тару и после чего выполняется отгрузка в адрес заказчика.

Таким образом разница между этими двумя видами испытаний является то, что второе испытание выполняется в присутствии работника ОТК и представителя заказчика.

3. Совмещенные приёмо-сдаточные испытания производят для двигателей, которые давно находятся в серийном производстве. Самой отличительной особенностью таких испытаний является отсутствие необходимости выполнять разборку двигателя в цехе. По окончании совмещенных испытаний двигатель по акту сдачи принимается заказчиком, после чего выполняются стандартные процедуры по консервации, упаковке и отгрузке.

Для рассматриваемого двигателя ТВЗ-117ВМ на авиаремонтных предприятиях применяют, как правило, совмещенные приёмо-сдаточные испытания, т.к. это позволяет сократить затраты по времени и финансовые, в силу того, что не требуется, как рассматривалось выше, проводить повторное испытание двигателя.

Согласно действующей технологии по испытанию двигателей ТВЗ-117ВМ фиксируются и контролируются следующие параметры работы, которые в последующем заносятся в формулярные данные:

- Мощность на выходном валу-  $N_e$  [л.с.];
- Частота вращения ротора турбокомпрессора-  $N_{TK}$  [%];
- Температура газов за камерой сгорания (перед лопатками СА I ступени) -  $t_r$  [°C];
- Расход топлива-  $C_e$  [г/л.с. ч];
- Частота вращения ротора свободной турбины-  $N_{CT}$  [%];
- Расход воздуха-  $G_B$  [кг/с];
- Расход масла-  $G_M$  [л/ч];
- Степень повышения давления в компрессора-  $\pi_k$ ;
- Давление масла на входе в двигатель-  $p_{M\text{вх}}$  [кгс/см<sup>2</sup>];
- Давление топлива перед рабочими форсунками-  $p_{т.р.ф.}$  [кгс/см<sup>2</sup>];
- Температура масла на выходе из двигателя-  $T_M$  [°C];
- Время приемистости от малого газа до взлетного и от I крейсерского режима до взлетного-  $\tau$  [с];
- Максимальные значения виброскорости на I опоре и IV опоре-  $V$  [мм/с];
- Атмосферное давление воздуха, при котором производилось испытание двигателя-  $p_n$  [мм.рт.ст.];
- Температура наружного воздуха, при которой производилось испытание двигателя-  $t_n$  [°C].

В ходе испытания двигателя ТВЗ-117ВМ производится оценка указанных выше параметров на предмет их соответствия требованиям действующей технологии по ремонту и испытанию. В таблице 1.2 приведены ограничения по данным параметрам работы двигателя в зависимости от его режима работы.

Таблица 1.2- параметры работы двигателя ТВЗ-117ВМ в зависимости от его режима работы, снятые при испытании

№ п/п	Параметр	Значение
1	Максимально замеренная мощность на выходном валу двигателя на режимах, л.с.: - чрезвычайный режим (ЧР) - взлетный режим	2500 2500
2	Частота вращения ротора турбокомпрессора, %: - ЧР - взлетный режим - номинальный режим - I крейсерский режим - II крейсерский режим - режим малого газа	97,2...98,2 96,1...97,1 94,5...95,5 93,4...94,4 91,5...92,5 66,7...72,7
3	Максимально допустимая температура газов за камерой сгорания на режимах, °С: - ЧР - взлетный режим - номинальный режим - I крейсерский режим - II крейсерский режим - режим малого газа	+920 +890 +845 +815 +770 +780
4	Максимальный расход топлива на режимах, г/л.с. ч: - ЧР - взлетный режим - номинальный режим - I крейсерский режим - II крейсерский режим	230 236 248 258 278

Продолжение таблицы 1.2

№ п/п	Параметр	Значение
5	Частота вращения ротора свободной турбины, %:	
	- ЧР	97,0...99,0
	- взлетный режим	97,0...99,0
	- номинальный режим	98,0...102,0
	- I крейсерский режим	98,0...102,0
	- II крейсерский режим	98,0...102,0
	- режим малого газа	60...65
6	Минимальный расход воздуха на ЧР, кг/с	8,70
7	Максимальный расход масла на всех режимах работы двигателя, л/ч	0,3
8	Максимально допустимая степень повышения давления в компрессоре на ЧР	9,4
9	Давление масла на входе в двигатель на режимах, кгс/см <sup>2</sup> :	
	- ЧР, взлетный, номинальный, I крейсерский, II крейсерский	3,0...4,0
	- режим малого газа	≥2,0
10	Максимальное давление топлива перед рабочими форсунками I контура на взлетном режиме, кгс/см <sup>2</sup>	60
11	Температура масла на выходе из двигателя, °С:	
	- ЧР, взлетный, номинальный, I крейсерский, II крейсерский	70...150
	- режим малого газа	≥30
12	Максимальное время приемистости, с:	
	- от малого газа до взлетного	9
	- от I крейсерского до взлетного	4
13	Максимальное значение виброскорости, мм/с:	
	- по I опоре	30
	- по IV опоре	70

При успешном прохождении испытания составляется акт сдачи, в котором прописываются полученные значения параметров работы двигателя. Окончательно оцениваются данные на соответствие требованиям ТУ. Строятся графики  $n_{тк пр}=f(Ne_{пр})$ ,  $t_r=f(Ne_{пр})$ ,  $Сe_{пр}=f(Ne_{пр})$ ,  $\pi_k=f(Ne_{пр})$ ,  $G_{в пр}=f(Ne_{пр})$  (см. рисунок 1.2). Также строятся эксплуатационные графики (см. рисунок 1.3):

- График «А<sub>эрд</sub>»- зависимость измеренной частоты вращения ротора турбокомпрессора от температуры воздуха на входе в термопатрона взлетном режиме при включенном ЭРД и атмосферном давлении  $p_n=760$  мм.рт.ст;
- График «В»- зависимость измеренной частоты вращения ротора турбокомпрессора от температуры воздуха на входе в термопатрон при постоянном расходе топлива  $330\pm 10$  кг/ч;
- График «С»- зависимость измеренной частоты вращения ротора турбокомпрессора от температуры воздуха на входе в термопатрон на номинальном режиме;
- График «D»- зависимость измеренной частоты вращения ротора турбокомпрессора от температуры воздуха на входе в термопатрон при работе двигателя на ограничителе максимального расхода топлива на максимальном режиме.

Далее производится оформление дела ремонта испытанного двигателя ТВЗ-117ВМ с учетом подсчета наработки (суммарной и режимной), количества запусков и замечаний по испытанию. Выполняется внутренняя консервация масляной системы двигателя и топливной, после чего двигатель демонтируется с испытательного стенда и отправляется на участок наружной консервации и упаковки, где специалисты участка выполняют наружную консервацию согласно действующей документации и упаковка законсервированного двигателя в транспортировочную тару.

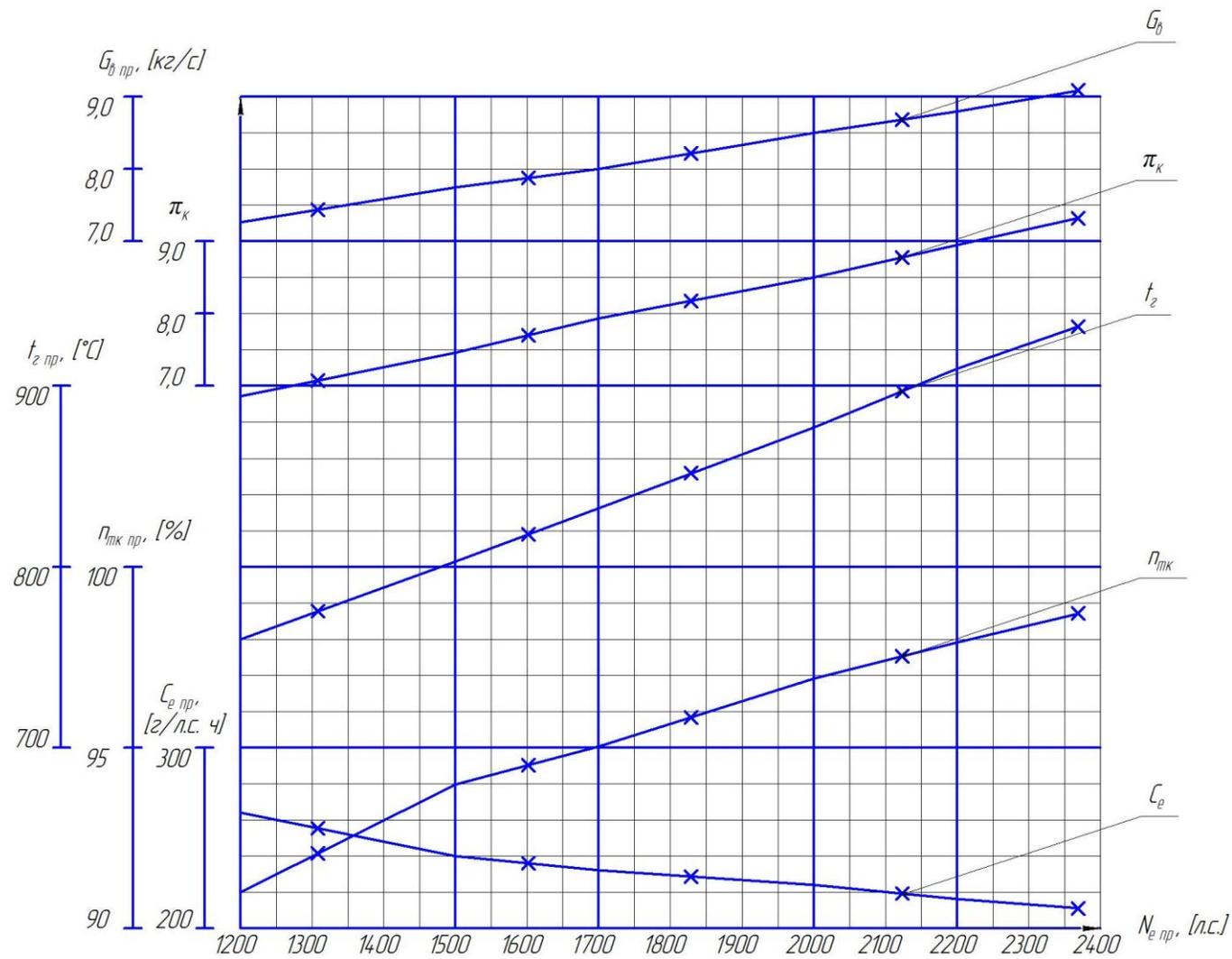


Рисунок 1.2- график характеристики двигателя ТВ3-117ВМ

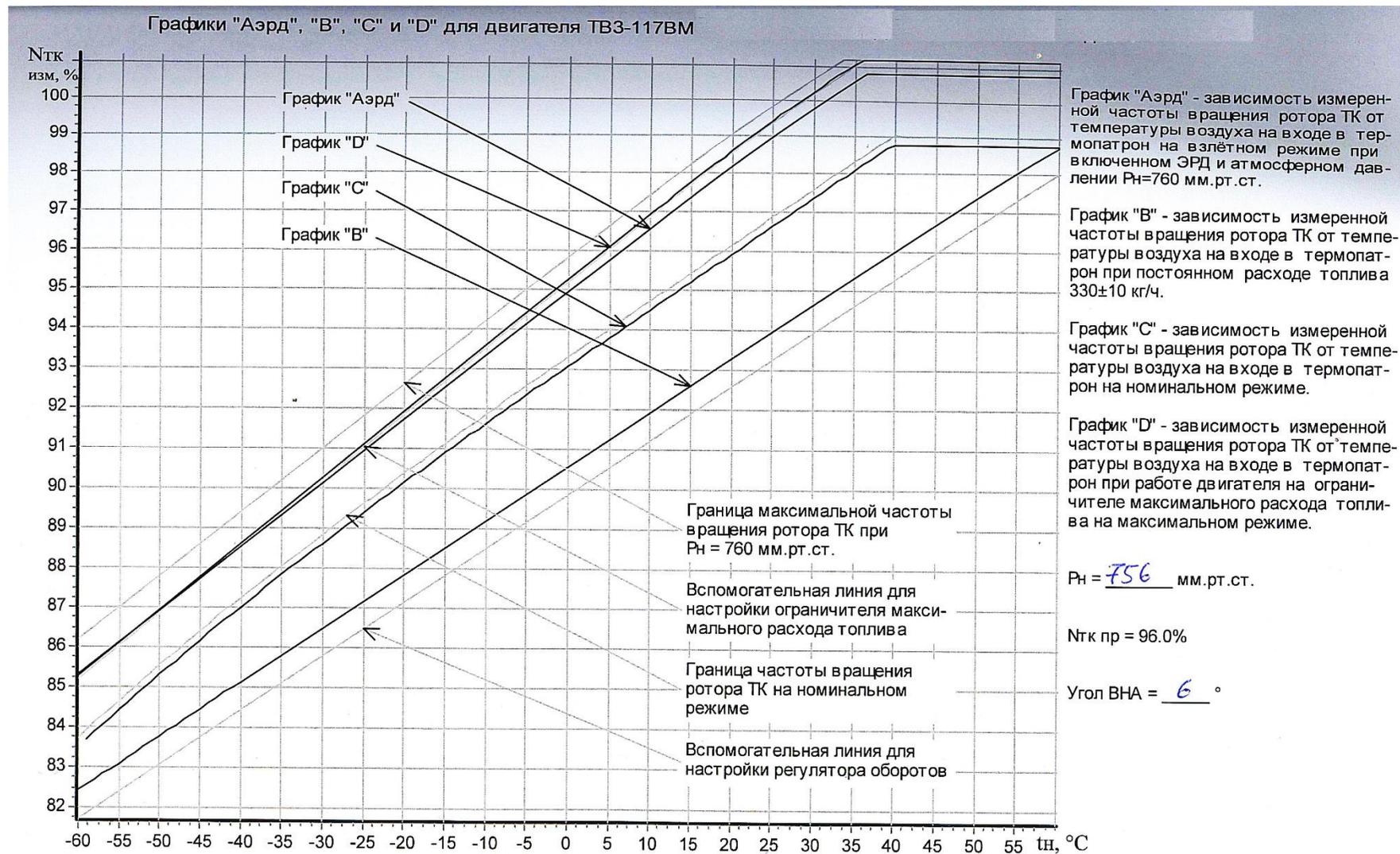


Рисунок 1.3- эксплуатационный график двигателя ТВ3-117ВМ

Таким образом производится процесс капитального ремонта двигателя ТВЗ-117ВМ, начиная от приёмки в ремонт и заканчивая его испытанием с последующей консервацией, упаковкой и отправкой в адрес заказчика. Однако, в силу разнообразных обстоятельств и причин, двигатели не всегда проходят успешно испытание. Возникают дефекты, которые могут выражаться в виде несоответствия параметров работы требованиям ТУ или проявлением посторонних шумов, звуков, не характерных для нормальной работы двигателя, а также неработоспособностью агрегатов и пр.

### 1.3 Дефекты, возникающие при испытании двигателя ТВЗ-117

В случае возникновения дефекта при испытании, производятся и выполняются следующие действия: двигатель возвращается на восстановление в цех сборки авиаремонтного предприятия; инженеры отдела главного технолога разрабатывают и согласовывают технологическую карту на исследование и восстановление согласно действующим на предприятии стандартам; согласно разработанной технологической карте происходит разборка двигателя на детали и узлы в необходимом объёме, выполняется замена требуемых деталей; по окончании всех действий двигатель заново собирается и отправляется на цех испытания. При успешном повторном прохождении испытания, двигатель, как это рассматривалось выше, отправляется в адрес заказчика. В случае если дефект проявился снова или возник новый, то действия по исследованию и восстановлению выполняются по уже оговоренному алгоритму.

Таким образом процесс восстановления может затягиваться, к тому же встречаются ситуации, когда после одного успешно устраненного дефекта, возникает новый, ранее не проявившейся. Еще в силу загруженности сборочного цеха и необходимостью выполнять производственный план в установленные сроки, время восстановления двигателя увеличивается. Однако долгое затягивание невозможно, так как по заключенному между эксплуатантом и авиаремонтным предприятием договором устанавливаются

сроки капитального ремонта, и за несоблюдение которых применяются штрафные санкции.

В связи с этим требуется четко представлять, из-за чего мог возникнуть тот или иной дефект, требуется произвести анализ дела ремонта двигателя, а также анализ протокола испытания. Чтобы, суммируя все полученные выводы, было четкое понимание о том в каком объеме требуется разбирать двигатель, какие выполнить дополнительные проверки или испытания, какие детали или узлы необходимо заменить.

Выполним оценку статистики по испытаниям двигателей ТВЗ-117ВМ за год на АРП (см. рисунок 1.4), в которой указан процент успешно пройденных испытания двигателей, а также процент возникающих дефектов, связанных как с самим двигателем, так и с его агрегатами.

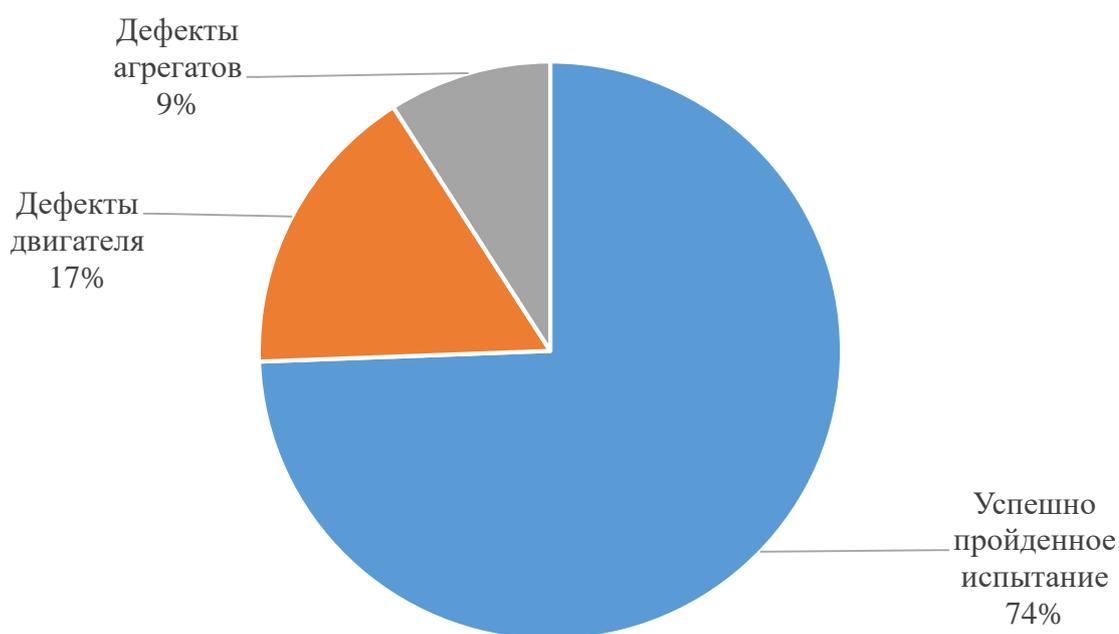


Рисунок 1.4- статистика по испытаниям двигателей ТВЗ-117ВМ

Как видно из статистики, процент успешно пройденных испытание двигателей ТВЗ-117ВМ равен 74%, а вот дефектов, вызванных неисправностью самого двигателя, 17%, что практически в два раза больше по сравнению с дефектами, связанными с агрегатами двигателя, 9%. Поэтому

дополнительно рассмотрим первую группу дефектов, чтобы оценить наиболее часто встречающиеся отклонения.

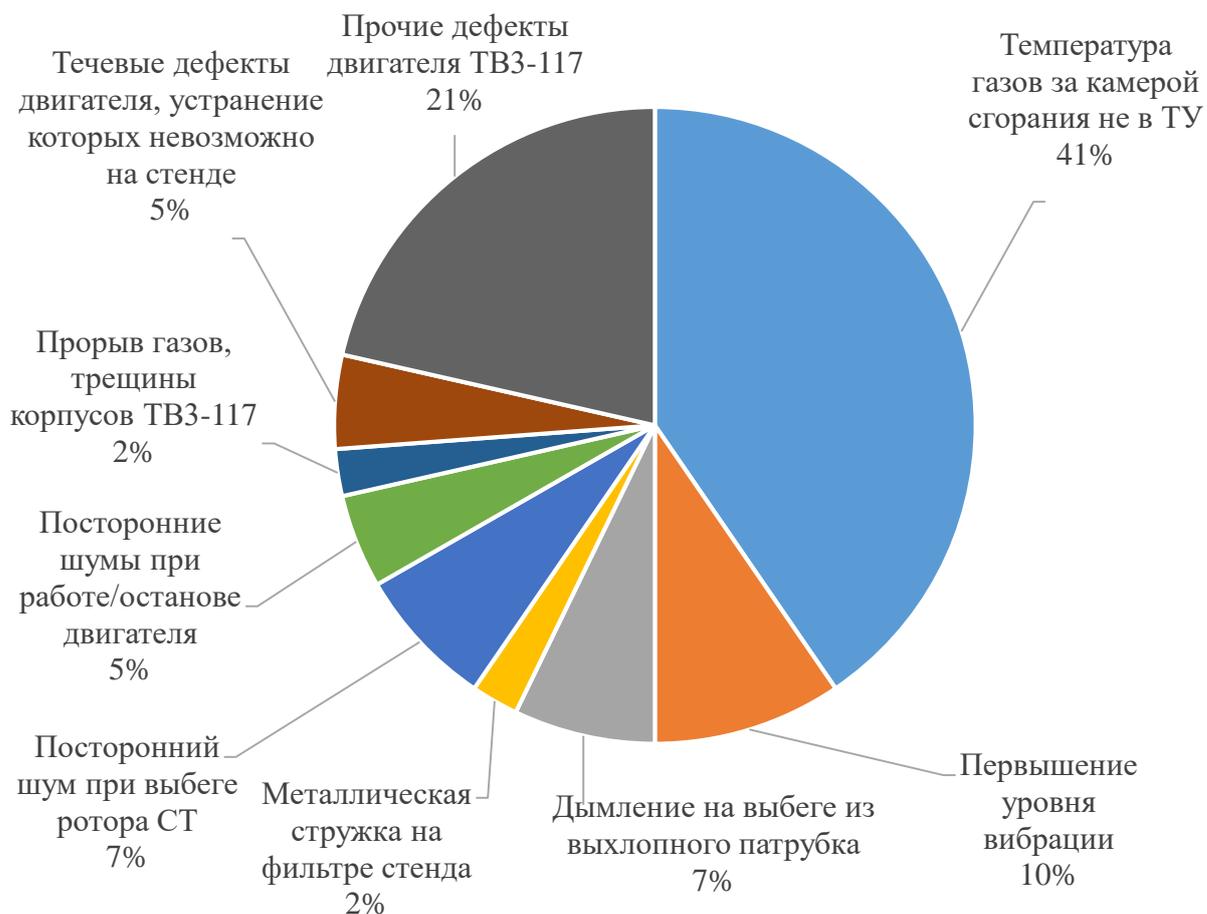


Рисунок 1.5- статистика по наиболее часто встречающимся дефектам двигателя ТВ3-117ВМ

Анализируя статистику, представленную на рисунке 1.5, можно сделать вывод о том, что наиболее часто встречающимся дефектом является повышенная температура газов за камерой сгорания (41% от числа выявленных дефектов), которая не соответствует требованиям действующей документации (значения температуры газов на разных режимах работы двигателя представлены в таблице 1.2).

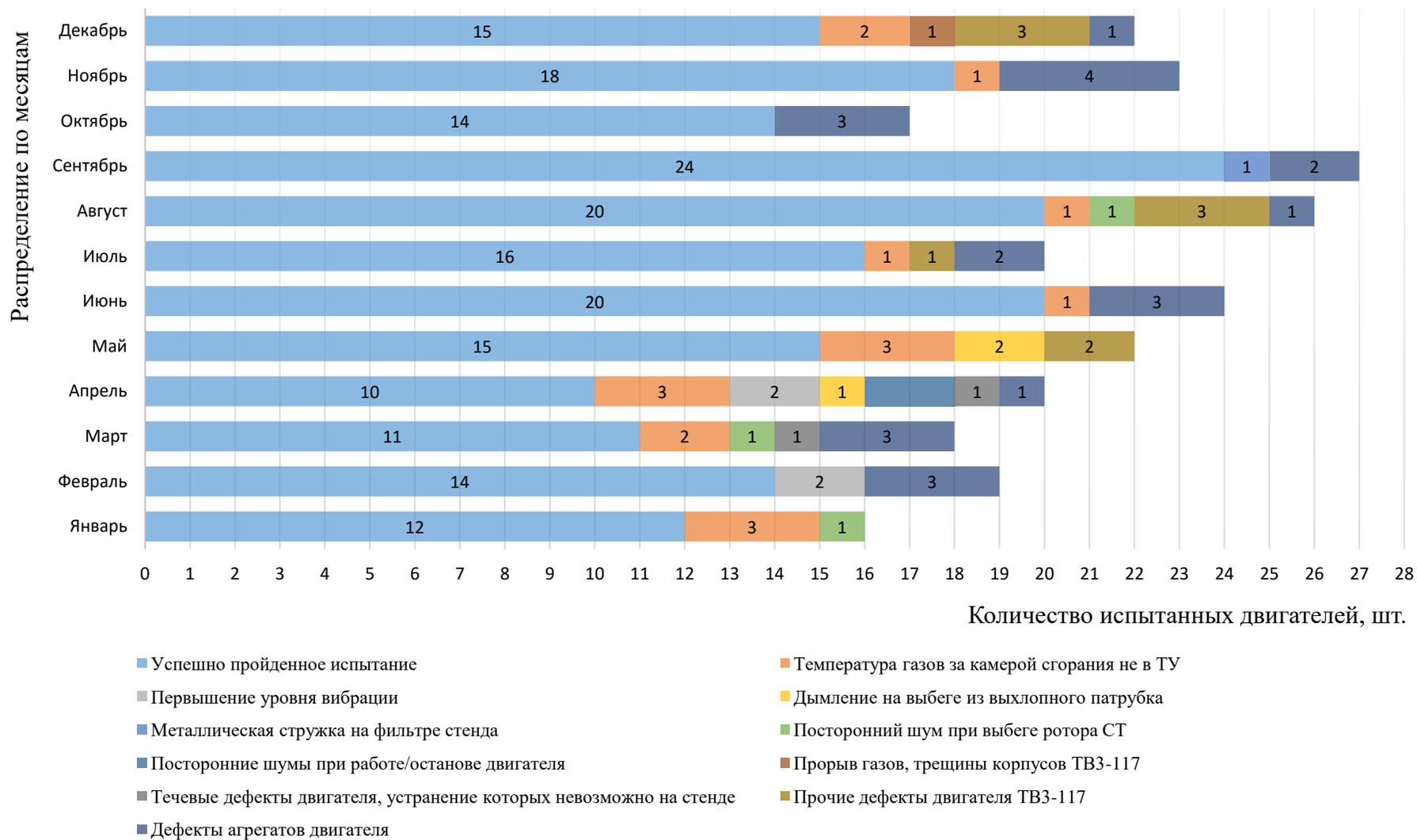


Рисунок 1.6- распределение дефектов по месяцам года

На рисунке 1.6 показано распределение дефектов по месяцам года. Как видно из распределения, дефект повышенной температуры встречается практически каждый месяц, за исключением февраля, сентября и октября. Причем частота проявления данного несоответствия не зависит от количества испытанных двигателей в текущих месяцах года.

Стоит отметить, что повышенная температура газов за камерой сгорания, считается наиболее трудоёмким отклонением в плане разработки мероприятий, которые были бы направлены на устранение такого дефекта. Потому что в одних случаях помогает минимальный набор действий, а в каких-то более объёмный и трудоёмкий. В связи с чем двигатели не всегда получается восстановить с первого раза, приходится их испытывать по несколько раз.

В качестве основных мероприятий по устранению повышенной температуры газов за камерой сгорания двигателя ТВЗ-117ВМ являются:

- Изменение площадей проходного сечения сопловых аппаратов (СА) I, II ступени ротора турбины компрессора и III, IV ступени ротора свободной турбины. По РКР площади проходных сечений задаются диапазоном, измерение производится в  $\text{см}^2$ . Анализируя дело ремонта двигателя, принимается решение либо об увеличении площади проходного сечения СА, либо об замене СА на СА с площадью меньшей;
- Замена жаровой трубы (ЖТ). Замена производится на ЖТ, на которых производилось минимальное количество ремонтных операций по устранению выявленных при дефектации отклонений (засверление трещин, подварка трещин, замена завихрителей и т.д.), либо на ЖТ I категории;
- Замена рабочих лопаток ротора компрессора. В процессе эксплуатации у рабочих лопаток наблюдаются эрозионный износ, который сказывается на геометрических параметрах лопатки, таких как: размер хорды «В» по всем сечениям, максимальная толщина пера « $C_{\text{max}}$ » лопатки во всех сечениях, толщина входной кромки « $C_1$ » лопатки по всем сечениям, толщина

выходной кромки «С<sub>2</sub>» лопатки по всем сечениям, высота лопатки «Е» (см. рисунок 1.7). В процессе ремонта по специально разработанному технологическому процессу выполняется наплавка по входной кромке, либо по торцу лопатки, либо по выходной кромке, либо по всем указанным поверхностям вместе. По делу ремонта смотрится количество в ступенях компрессора лопаток I категории, II категории и лопаток с восстановленными методом наплавки кромками и торцами. После чего принимается решение о замене рабочих лопаток в требуемых ступенях, как правило, увеличивают число лопаток I категории, уменьшают количество лопаток с восстановленными геометрическими параметрами;

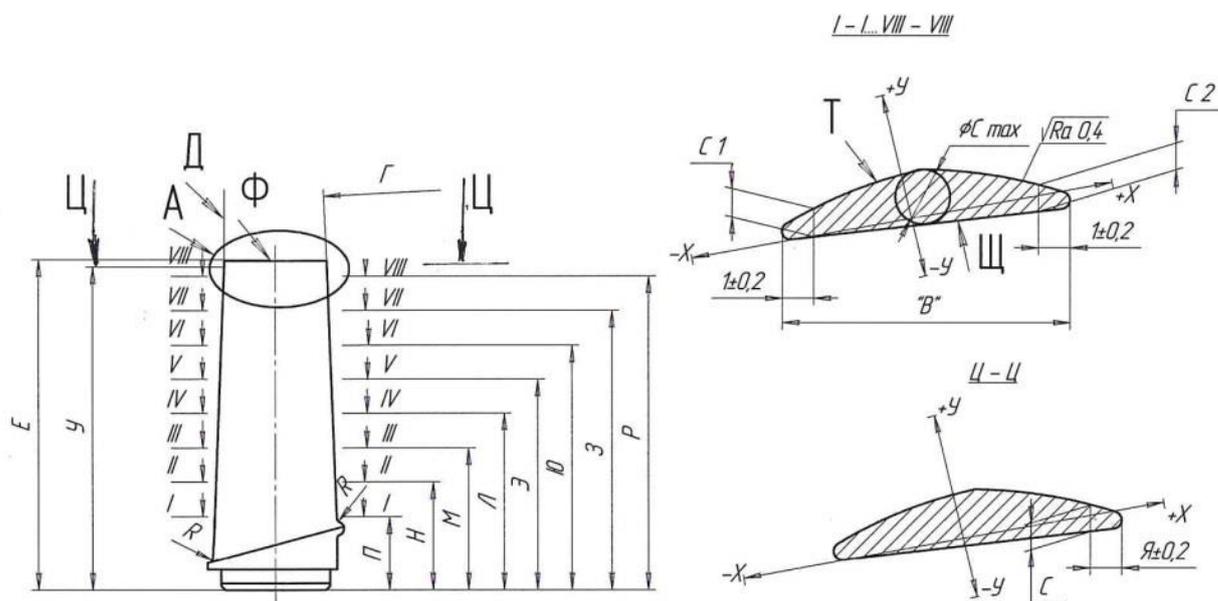


Рисунок 1.7- геометрические размеры рабочих лопаток ротора компрессора двигателя ТВ3-117ВМ

- Замена направляющих аппаратов (НА) с V по XI ступень компрессора. При выполнении капитального ремонта двигателя ТВ3-117ВМ контролируются радиальные зазоры  $H_1$ ,  $H_2$ ,  $H_3$  между торцами лопаток НА и стенкой барабана ротора компрессора (см. рисунок 1.8). Согласно РКР задается диапазон данного зазора. В некоторых случаях при выполнении капитального ремонта зазор у лопаток превышает максимально допустимый.

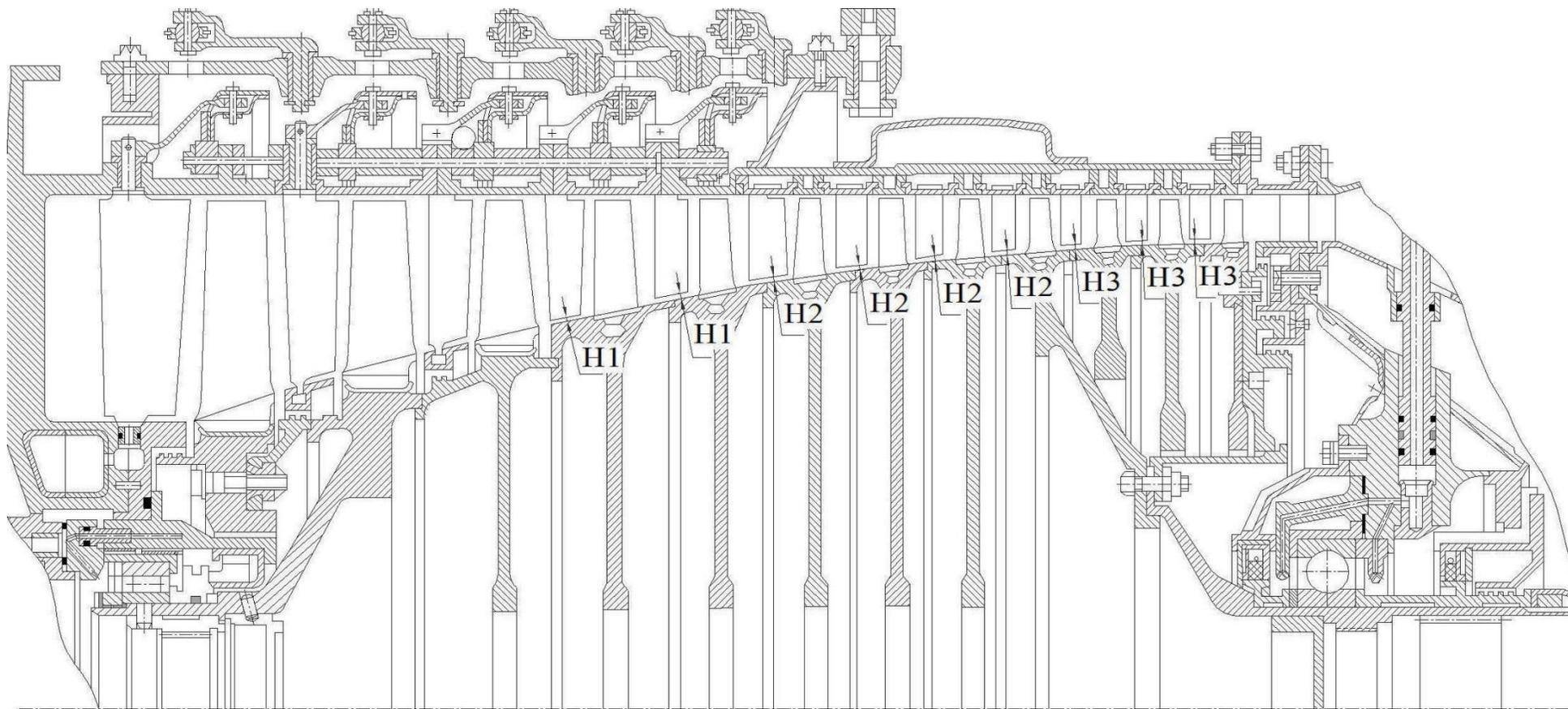


Рисунок 1.8- радиальные зазоры между торцами лопаток НА и стенкой барабана ротора компрессора двигателя ТВ3-117ВМ

При выполнении восстановления двигателя подбираются НА с минимальным количеством лопаток, у которых радиальный зазор выходит за допуск, либо отсутствуют вообще;

- Замена рабочих лопаток I, II ступени ротора турбины компрессора и рабочих лопаток III, IV ступени ротора свободной турбины. По аналогии с рабочими лопатками компрессора у турбинных лопаток происходит износ геометрических размеров: хорды «L» и толщины выходной кромки «t» (см. рисунок 1.9). Так как данные лопатки являются дорогостоящими деталями в двигателе, то авиаремонтные предприятия согласовывают с разработчиком дополнительные допуски на размеры, которые расширяют граничные значения, тем самым производится уменьшение отбраковки. Поэтому в случае проявления дефекта повышенной температуры газов за камерой сгорания производится замена рабочих лопаток, у которых геометрические размеры находятся в расширенных допусках. Но стоит отметить, что к данному мероприятию прибегают не часто относительно выше упомянутых действий.

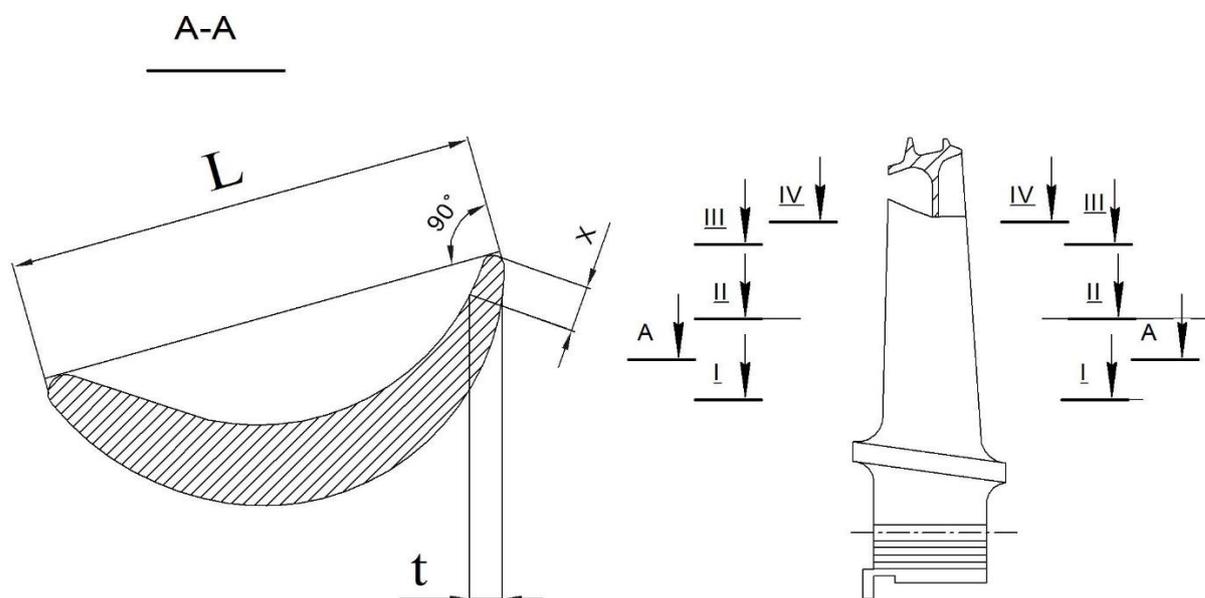


Рисунок 1.9- геометрические размеры рабочих лопаток ротора турбины компрессора и ротора свободной турбины двигателя ТВ3-117ВМ

Однако на практике разом все мероприятия на одном двигателе не выполняют, потому что в таком случае значительно увеличивается время восстановления изделия, а также из-за финансовой нецелесообразности.

Поэтому и требуется тщательный анализ дела ремонта, чтобы принимать наиболее эффективные для данного случая мероприятия, выполнение которых могло положительным образом сказаться на характеристики двигателя.

Рассмотрим некоторые случаи восстановления двигателей, которые с первого раза не прошли совмещенные приёмо-сдаточные испытания по дефекту не соответствия температуры газов за камерой сгорания требованиям РКР.

1 Двигатель ТВЗ-117ВМ №3877881702138, наработка с начала эксплуатации 4494 ч. В ходе испытания температура газов за камерой сгорания не соответствовала требованиям РКР на различных режимах. Согласно протоколу испытания зафиксированы следующие значения:

Таблица 1.3- температура газов, зафиксированная на двигателе ТВЗ-117ВМ №3877881702138 при испытании

Режим работы двигателя	Температура газов за камерой сгорания, °С		
	По РКР	Фактическое значение	Отклонение от значений по РКР
ЧР	+920	+934,1	+14,1
Взлетный	+890	+902,2	+12,8
Номинальный	+845	+855,6	+10,6
I крейсерский	+815	+834,3	+19,3
II крейсерский	+770	+787,4	+17,4

Для устранения дефекта были проведены следующие мероприятия:

- Заменены рабочие лопатки V, VII, IX-XII ступени компрессора на лопатки I категории в количестве 11 штук для V ступени и в количестве 13 шт. для VII, IX-XII ступени;
- Заменены лопатки НА с I по IV ступень компрессора на лопатки без отклонений по размеру хорды в количестве 10 штук для I ступени и 20 штук для II, III, IV ступени;

- Заменен НА V ступени компрессора на НА с целью обеспечения минимального зазора «Н<sub>2</sub>» (см. рисунок 1.8);
- Заменены рабочие лопатки I ступени турбины двигателя на лопатки без отклонений по хорде «L» (см. рисунок 1.9) в количестве 80 штук;
- Выполнена замена СА IV ступени с целью уменьшить площадь проходного сечения с 426,08 см<sup>2</sup> до 415,27 см<sup>2</sup>.

После выполнения всех мероприятий двигатель успешно прошел испытание.

2 Двигатель ТВ3-117ВМ №7087883802048, наработка с начала эксплуатации 1500 ч. В ходе испытания температура газов за камерой сгорания не соответствовала требованиям РКР на различных режимах. Согласно протоколу испытания зафиксированы следующие значения:

Таблица 1.4- температура газов, зафиксированная на двигателе ТВ3-117ВМ №7087883802048 при испытании

Режим работы двигателя	Температура газов за камерой сгорания, °С		
	По РКР	Фактическое значение	Отклонение от значений по РКР
ЧР	+920	+936,0	+16,0
Взлетный	+890	+904,4	+14,4
Номинальный	+845	+856,2	+11,2
I крейсерский	+815	+823,5	+8,5
II крейсерский	+770	+773,5	+3,5

Для устранения дефекта были проведены следующие мероприятия:

- Произведена замена лопаток СА I ступени для уменьшения площади проходного сечения с 90,1 см<sup>2</sup> до 87,87 см<sup>2</sup>;
- Произведено увеличение площади проходного сечения СА III ступени с 307,5 см<sup>2</sup> до 308 см<sup>2</sup>.

После выполнения всех мероприятий двигатель успешно прошел испытание.

3 Двигатель ТВ3-117ВМ №7087884100062, наработка с начала эксплуатации 2676 ч. В ходе испытания температура газов за камерой сгорания не соответствовала требованиям РКР на различных режимах. Согласно протоколу испытания зафиксированы следующие значения:

Таблица 1.5- температура газов, зафиксированная на двигателе ТВ3-117ВМ №7087884100062 при испытании

Режим работы двигателя	Температура газов за камерой сгорания, °С		
	По РКР	Фактическое значение	Отклонение от значений по РКР
ЧР	+920	+948,5	+28,5
Взлетный	+890	+919,3	+29,3
Номинальный	+845	+872,6	+27,6
I крейсерский	+815	+839,7	+24,7
II крейсерский	+770	+787,5	+17,5

Для устранения дефекта были проведены следующие мероприятия:

- Заменены рабочие лопатки I ступени турбины двигателя на лопатки без отклонений по хорде «L» (см. рисунок 1.9) в количестве 132 штук;

После выполнения данных мероприятий двигатель ТВ3-117ВМ №7087884100062 повторно снялся по дефекту повышенной температуры газов за камерой сгорания (температура на режимах снизилась примерно на 10°С), значения следующие:

Таблица 1.6- температура газов, зафиксированная на двигателе ТВ3-117ВМ №7087884100062 при испытании

Режим работы двигателя	Температура газов за камерой сгорания, °С		
	По РКР	Фактическое значение	Отклонение от значений по РКР
ЧР	+920	+936,0	+17,6
Взлетный	+890	+904,4	+18,3
Номинальный	+845	+856,2	+17,4
I крейсерский	+815	+823,5	+15,6

Продолжение таблицы 1.6

Режим работы двигателя	Температура газов за камерой сгорания, °С		
	По РКР	Фактическое значение	Отклонение от значений по РКР
II крейсерский	+770	+773,5	+11,2

Для устранения дефекта были проведены следующие мероприятия:

- Заменена ЖТ на ЖТ I категории.

После выполнения всех мероприятий двигатель успешно прошел испытание.

4 Двигатель ТВЗ-117ВМ №7087873903041, наработка с начала эксплуатации 1215 ч. В ходе испытания температура газов за камерой сгорания не соответствовала требованиям РКР на различных режимах. Согласно протоколу испытания зафиксированы следующие значения:

Таблица 1.7- температура газов, зафиксированная на двигателе ТВЗ-117ВМ №7087873903041 при испытании

Режим работы двигателя	Температура газов за камерой сгорания, °С		
	По РКР	Фактическое значение	Отклонение от значений по РКР
ЧР	+920	+949,3	+29,3
Взлетный	+890	+913,7	+23,7
Номинальный	+845	+858,6	+13,6
I крейсерский	+815	+826,9	+11,9
II крейсерский	+770	+781,7	+11,7

Для устранения дефекта были проведены следующие мероприятия:

- Заменена ЖТ на ЖТ I категории;
- Выполнено увеличение площади проходного сечения СА III ступени с 300,85 см<sup>2</sup> до 308 см<sup>2</sup>.

После выполнения всех мероприятий двигатель успешно прошел испытание.

5 Двигатель ТВ3-117ВМ №7087882000149, наработка с начала эксплуатации 1128 ч. В ходе испытания температура газов за камерой сгорания не соответствовала требованиям РКР на различных режимах. Согласно протоколу испытания зафиксированы следующие значения:

Таблица 1.8- температура газов, зафиксированная на двигателе ТВ3-117ВМ №7087882000149 при испытании

Режим работы двигателя	Температура газов за камерой сгорания, °С		
	По РКР	Фактическое значение	Отклонение от значений по РКР
ЧР	+920	+930,5	+10,5
Взлетный	+890	+899,2	+9,2
Номинальный	+845	+849,3	+4,3

Для устранения дефекта были проведены следующие мероприятия:

- Заменены рабочие лопатки I ступени турбины двигателя на лопатки без отклонений по хорде «L» (см. рисунок 1.9) в количестве 104 штук;

После выполнения данных мероприятий двигатель ТВ3-117ВМ №7087882000149 повторно снялся по дефекту повышенной температуры газов за камерой сгорания (температура на режимах увеличилась примерно на 10°С), значения следующие:

Таблица 1.9- температура газов, зафиксированная на двигателе ТВ3-117ВМ №7087882000149 при испытании

Режим работы двигателя	Температура газов за камерой сгорания, °С		
	По РКР	Фактическое значение	Отклонение от значений по РКР
ЧР	+920	+941,9	+21,9
Взлетный	+890	+912,8	+22,8
Номинальный	+845	+865,4	+20,4
I крейсерский	+815	+831,5	+16,5
II крейсерский	+770	+777,0	+7,0

Для устранения дефекта были проведены следующие мероприятия:

- Заменены рабочие лопатки II ступени на лопатки I категории в количестве 43 штук, VII ступени на лопатки I категории в количестве 13 штук, IX, XI, XII ступени на лопатки I категории в количестве 18 штук. Остальные лопатки в указанных ступенях устанавливались II категории, не восстановленные методом наплавки;
- Заменены поворотные лопатки НА III ступени на лопатки без отклонения по хорде в количестве 20 штук;
- Заменены НА V, VI, VIII ступени на НА с обеспечением минимального зазора «Н<sub>2</sub>» (см. рисунок 1.8).

После выполнения данных мероприятий двигатель ТВЗ-117ВМ №7087882000149 повторно снялся по дефекту повышенной температуры газов за камерой сгорания (температура на режимах практически не изменилась), значения следующие:

Таблица 1.10- температура газов, зафиксированная на двигателе ТВЗ-117ВМ №7087882000149 при испытании

Режим работы двигателя	Температура газов за камерой сгорания, °С		
	По РКР	Фактическое значение	Отклонение от значений по РКР
ЧР	+920	+941,4	+21,4
Взлетный	+890	+911,8	+21,8
Номинальный	+845	+863,4	+18,4
I крейсерский	+815	+829,8	+14,8
II крейсерский	+770	+774,8	+4,8

Для устранения дефекта были проведены следующие мероприятия:

- Заменена ЖТ на ЖТ с меньшей наработкой с начала эксплуатации.

После выполнения всех мероприятий двигатель успешно прошел испытание.

Как видно из приведенных выше примеров на двигателях применялись все описанные мероприятия, направленные на устранения дефекта. Однако на

двигателях ТВЗ-117ВМ №7087884100062 и №7087882000149 с первого раза не удалось устранить дефект повышенной температуры газов за камерой сгорания. Так для одних двигателей помогает один набор действия, а для другого отличный набор.

#### 1.4 Выводы. Задачи исследования

В ходе рассмотрения процесса капитального ремонта двигателя ТВЗ-117ВМ выявлено, что в ходе испытаний данных изделий возникают различные дефекты, из-за которых приходится возвращать двигатель в цех сборки и производить исследование причины возникновения дефекта и выполнять его восстановление. Так согласно статистики на АРП за год было отремонтировано порядка 254 единиц двигателей ТВЗ-117 всех модификация из них: 74% успешно прошли испытания с первого раза, 17% и 9% двигателей не прошли испытание с первого раза по причине возникновения дефекта, связанного с самим двигателем и с агрегатами соответственно. Если рассмотреть двигатели (17%), у которых возник дефект, связанный с его работой, то можно выделить следующие неисправности:

- повышенная температура газов за камерой сгорания- 41%;
- прочие дефекты- 21%;
- повышенная вибрация- 10%;
- дымление на выбеге из выхлопного патрубка- 7%;
- и т.д. (см. рисунок 1.5).

Таким образом наиболее часто встречающимся дефектом является повышенная температура газов за камерой сгорания. Из практики исследования и восстановления данного дефекта применяются следующие мероприятия:

- изменение площадей проходного сечения сопловых аппаратов (СА) I, II ступени ротора турбины компрессора и III, IV ступени ротора свободной турбины;

- замена жаровой трубы;
- замена рабочих лопаток ротора компрессора;
- замена направляющих аппаратов (НА) с V по XI ступень компрессора;
- замена рабочих лопаток I, II ступени ротора турбины компрессора и рабочих лопаток III, IV ступени ротора свободной турбины.

Исследовав некоторые случаи восстановления двигателей, не прошедших испытание по причине не соответствия температуры газов за камерой сгорания, можно заметить, что не всегда одни и те же мероприятия способствуют устранению дефекта. Так двигатель ТВЗ-117ВМ №7087884100062 успешно прошел испытание с 3 раза, а двигатель ТВЗ-117ВМ №7087882000149- с 4 раза.

Таким образом, по существующему методу, т.е. по анализу делу ремонта двигателя, разработать эффективные мероприятия не всегда представляется возможным. В связи с чем необходимо разработать другую методику, которая могла бы с более высокой точностью устранить несоответствие. Для этого требуется производить анализ протокола испытания двигателя, т.е. анализ его термогазодинамических параметров.

На основании выше сказанного сформулированы следующие задачи данного исследования:

- исследование совместной работы узлов газотурбинного двигателя со свободной турбиной;
- составить математическую модель двигателя ТВЗ-117ВМ;
- на основании разработанной математической модели найти частные коэффициенты взаимного влияния параметров работы;
- составить матрицы взаимного влияния параметров;
- разработать методику по устранению дефекта на основе анализа термогазодинамических параметров.

## 2 Диагностика газотурбинных двигателей по термогазодинамическим параметрам

### 2.1 Параметрическая диагностика

В ряду различных методов контроля и диагностирования состояния авиадвигателей особое место занимают параметрические методы [3], под которым понимается диагностический метод, который базируется на обработке и анализе термогазодинамических и иных параметров, измеряемых на газотурбинном двигателе. Термогазодинамическими параметрами являются такие параметры как: температура и давление, степени повышения или понижения давлений и температур, расход рабочего тела, скорость его истечения, площади проходных сечений двигателя, частоты вращения роторов и другие параметры. К иным параметрам можно отнести температуру и давление масла, топлива, перепады давлений в полостях опор двигателя, уровни вибраций и т.п.

У параметрических методов диагностирования присутствуют характерные отличия:

1. На работающем газотурбинном двигателе собирается диагностическая информация, содержащаяся в выше приведенных параметрах (термогазодинамических и иных). При достаточном количестве данных параметров, а также в случае непрерывного или частого их измерения и регистрации на этапе испытания или эксплуатации изделия и при умении извлекать из них диагностическую информацию, открывается возможность обнаружения дефектов, неисправностей в ранней их стадии. Таким образом возможно проследить историю их развития и спрогнозировать тенденции их развития.

2. В настоящее время при выполнении испытаний двигателей на базе предприятий изготовителей или ремонтных предприятий объём измерений и стендового оборудования позволяет получить большой объём информации, в следствие чего возможно применение параметрических методов диагностики.

3. Соотношения, которые связывают термодинамические параметры газотурбинных двигателей, вытекают из хорошо согласующейся с экспериментом теории исследуемых двигателей. Что позволяет представить процессы, протекающие в проточной части двигателя, при помощи математических моделей с дальнейшим решением различных задач.

В ходе различных испытаний (доводочных, длительных, сдаточных, приёмо-сдаточных, совмещенных приёмо-сдаточных и т.д.) двигателей на предприятиях организована систематическая регистрация измеряемых параметров. Данные измерения служат источником диагностической информации, с применением которой осуществляется разработка и дальнейшее применение параметрических методов диагностики данных двигателей. Существующими способами регистрации параметров работы двигателя являются ручной и автоматический способ. Автоматический способ имеет ряд преимуществ: позволяет фиксировать большое количество параметров практически одновременно и непрерывно, регистрация возможна как на установившихся режимах работы двигателя, так и на неустановившихся.

Рассмотрим два подхода к методам обработки исходной информации для разработки и применения различных алгоритмов параметрической диагностики:

- Первый подход. Сущность его заключается в том, что на основании полученных значений параметров работы исследуемого двигателя при помощи математических моделей вычисляются другие параметры, замер которых не осуществляется штатно на двигателе. Полученные значения характеризуют, например, состояние проточной части, КПД компрессора, турбины, площади сопловых аппаратов и т.д. Следующим этапом является сравнение этих значений со значениями, полученными по такому же методу для того же экземпляра изделия или для «среднего» исправного двигателя данного типа на том же режиме работы. По результатам сравнения

осуществляется анализ, в ходе которого принимаются диагностические рекомендации и решения. Таким образом, основная часть процедур по обработке данных связана с вычислением и нахождением абсолютных значений измеренных и рассчитываемых по моделям параметров;

- Второй подход. Основан на том, что сразу же производится сравнение измеренных значений параметров работы исследуемого двигателя со значениями этих же параметров, но измеренных уже ранее на этом двигателе или на «среднем» исправном таком же двигателе и режиме. По результатам сравнения значений вычисляются их отклонения. В дальнейшем все операции по диагностике с применением данной модели проводится с указанием лишь самих отклонений.

Измеренные отклонения параметров одного и того же двигателя на одинаковых (или подобных) его режимах могут, в свою очередь, использоваться двояким образом. Анализ протекания таких отклонений во времени (от этапа к этапу стендовых испытаний, от полета к полету и т. п.) позволяет обнаруживать тенденции к изменениям их (тренды отклонений), вызываемые возникновением и развитием неисправностей двигателя.

В эксплуатационной практике отечественной и зарубежной гражданской авиации широко распространен метод диагностического анализа трендов, с помощью которого можно выявить многие неисправности и дефекты трансмиссии и проточной части двигателей, неисправности их масляных систем, контрольно-измерительных устройств и др. Именно с данного метода началось применение на практике и дальнейшее развитие различных методов параметрической диагностики. Применение данного метода может успешно осуществляться и при проведении стендовых испытаний [4], т.к. при испытании выполняется большое количество измерений параметров работы двигателя с повышенной точностью измерений. Приемлемая для практики точность метода трендов отклонений достигается, во-первых, исключением систематических погрешностей и, во-вторых, снижением случайных



## 2.2 Математические модели

Согласно накопленному опыту по разработке, созданию и применению математических моделей универсального назначения выделяют три группы предъявляемых к ним требований. Выполнение требований из первой группы обеспечивает адекватность математической модели, что подтверждается достаточно точным описанием рабочего процесса, протекающего в работающем двигателе. Выполнение требований их второй группы обеспечивает универсальность математической модели, что позволяет использовать данную модель для решения широкого круга задач. Третья группа необходима для обеспечения высокого уровня программы, реализующей данную математическую модель.

Рассмотрим данные группы требований, предъявляемых к математическим моделям:

### «Первая группа.

1. Учет изменения теплофизических свойств рабочего тела в зависимости от его состава и температуры, а в двигателях сложных схем и в зависимости от давления.
2. Учет влияния влажности воздуха, входящего в двигатель.
3. Учет влияния изменения состава и свойств рабочего тела, т.е. конденсации паров, диссоциации или реже ионизации газов.
4. Учет изменения полноты сгорания топлива, в особенности наибольших высотах полета.
5. Возможность учета изменения состава и свойств рабочего тела при низких значениях коэффициента полноты сгорания.
6. Возможность использования любых заданных характеристик компрессоров с погрешностью не более 0,2...0,5%.

7. Возможность использования любых заданных характеристик турбин с погрешностью не более 0,20,5%.

8. Учет изменения коэффициентов потерь в узлах ГТД в зависимости от режима работы, характеризуемого различными параметрами.

9. Возможность учета радиальной неравномерности потока за вентилятором при большой степени двухконтурности в ТРДД.

10. Возможность учета различий статического давления в газовых потоках внутреннего и наружного контуров на входе в камеру смещения.

11. Возможность учета влияния неравномерности и нестационарности потока на входе в узлы двигателя на характеристики этих узлов.

12. Возможность учета изменений в характеристиках узлов ГТД при изменении внешних условий.

13. Учет влияния числа Рейнольдса на коэффициенты потерь и характеристики узлов ГТД.

14. Учет затрат мощности на привод агрегатов и на механические потери каждого из валов.

15. Учет влияния температуры деталей на изменение геометрических размеров, используемых в данной модели.

16. Учет влияния упругой раскрутки длинных лопаток осевого компрессора на изменение его характеристики».

#### «Вторая группа.

1. Возможность расчета со сложными системами отбора воздуха за различными ступенями компрессоров, отбираемого как на охлаждение горячей части ГТД, так и безвозвратно на самолетные нужды.

2. Возможность расчета со сложными системами подвода воз духа для охлаждения горячей части с учетом его влияния не толь ко на температуру, но и на потери в потоке газа.

3. Возможность расчета при параметрах атмосферного воздуха, отличающихся от САУ.

4. Универсальность, т. е. пригодность для ГТД большинства применяемых схем.

5. Многорежимность, т. е. возможность расчета на любых реальных режимах работы ГТД, как по высотно-скоростной, так и по дроссельной характеристикам, включая глубокие нерасчетные режимы (малый газ, авторотацию, холодную прокрутку).

6. Возможность реализации произвольных и сложных программ регулирования.

7. Универсальность применения, т. е. возможность решения широкого набора задач для данного двигателя.

8. Возможность изменения уровня сложности модели в целом или ее модулей, описывающих отдельные узлы ГТД.

9. Возможность расчета с различными топливами».

#### «Третья группа.

1. Модульный принцип построения программы или программной системы.

2. Защищенность модели, т. е. возможность расчета при любых самых неблагоприятных сочетаниях входной информации (даже ошибочных) без прерываний и аварийных остановов.

3. Применимость для систем автоматизированного проектирования ГТД».

Стоит отметить, что одновременно всем требованиям из первой, второй и третьей групп не удовлетворяет ни одна из разработанных или разрабатываемых математических моделей. В математических моделях, опубликованных в работах [5, 6, 7], выполняется большая часть требований.

Их принято называть универсальными, потому что они удовлетворяют требованиям пунктов №4, 7 из второй группы. В силу этого они получаются более массивными и сложными, однако у них очень широкий круг применения, к тому же показывают высокую надежность результатов. Помимо диагностирования состояния универсальные математические модели проточной части газотурбинного двигателя могут быть использованы для расчетов параметров и характеристик при проектировании, для выбора оптимальных параметров работы двигателя, для анализа результатов испытаний, а также для решения многочисленных задач, возникающих при подготовке двигателя к серийному производству и в процессе эксплуатации.

### 2.3 Классификация математических моделей

Дадим определение математической модели, которое согласно [8] звучит так: «Моделью называется объект любой природы, который способен замещать исследуемый объект так, что его изучение дает новую информацию об этом объекте». Математическая модель, в общем случае, представляет собой совокупность констант и соотношений, т.е. формул, уравнений, неравенств и логических условий, которая однозначно связывает входную и выходную информацию. Универсальная модель должна быть составлена так, чтобы имела значительную свободу в выборе параметров, входящих как в выходную, так, в особенности, и во входную информацию. Удобно использовать модели, у которых эта информация максимально приближена к измеряемой при испытаниях.

Рассмотрим основные виды классификации математических моделей.

1. Классификация по режимам работы двигателя. Их всего четыре группы: установившиеся режимы, неуставившиеся режимы, переходные режимы, динамические процессы. Входная и выходная информация для них, которая потребуется при дальнейшей классификации, описывается в виде компонент следующих векторов:

- «Z»- вектор выходной информации (его компонентами являются все параметры, получающиеся в результате расчета);
- «Y»- вектор констант, компонентами которого являются все параметры, задаваемые с исходной информацией, остающиеся постоянными при выполнении данной серии расчетов и не входящие в последующие вектора;
- «X»- вектор параметров схемы, компоненты которого описывают схему ГТД;
- «U»- вектор режимных параметров, компоненты которого задают режим работы двигателя (среди них присутствуют компоненты, описывающие внешние условия фактические или по САУ);
- «R»- вектор геометрических размеров, компоненты которого описывают размеры проточной части.

2. Классификация по числу описываемых режимов. Существует две группы, это однорежимные модели и многорежимные модели (см. рисунок 2.2). Основной сутью однорежимной модели является то, что математические модели описывают рабочий процесс работы двигателя только на его одном режиме, чаще всего описывается расчетный режим работы, либо близкий к нему. Из-за более простого вида данной модели, они получили наиболее широкое распространение. В самом простом случае такие модели имеют вид линейной зависимости. Многорежимные же модели разрабатываются для реальных режимов работы двигателя, наиболее продуманные из них, могут быть пригодны и для глубоких нерасчетных режимов (малый газ, авторотация, холодная прокрутка). Такие модели, в отличие от однорежимных, описываются нелинейными зависимостями.

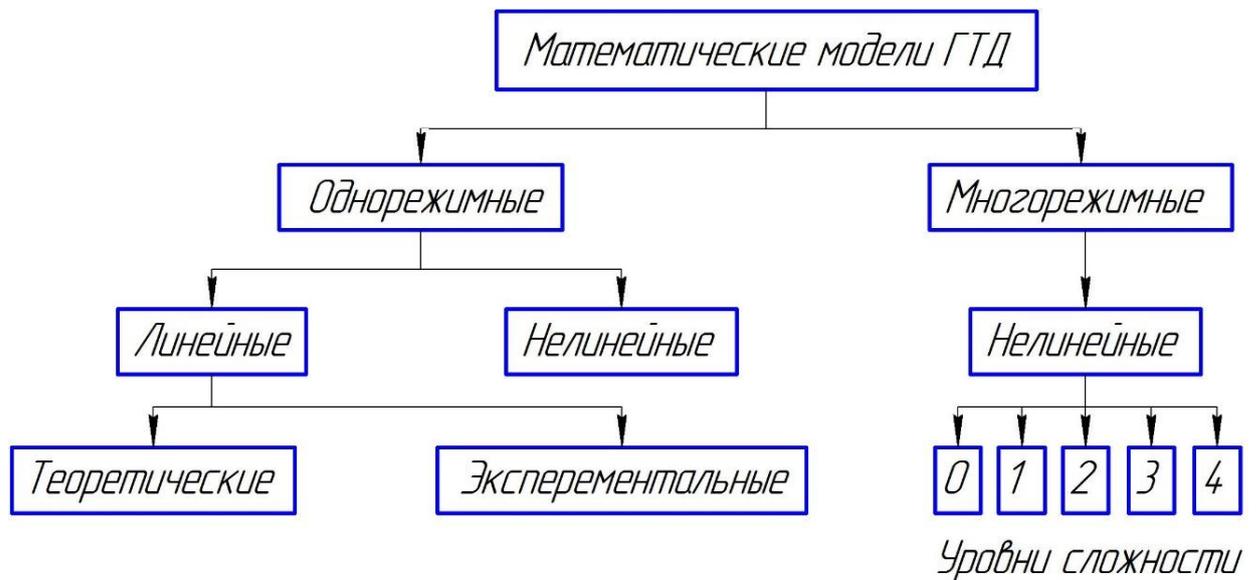


Рисунок 2.2- классификация математических моделей по числу описываемых режимов, по уровням сложности и по типу алгоритмов

3. Классификация по виду входной информации. Подразделяются на две группы: детерминированные и стохастические (см. рисунок 2.3). Входная информация в детерминированных математических моделях задается для каждого расчета в виде определенных цифр. А в стохастических математических моделях некоторая часть входной информации задается в виде случайных чисел, при помощи законов распределения случайных чисел, например, равномерного или нормального закона распределения, а также при помощи параметров, таких как математическое ожидание и дисперсия. Так с использованием таких случайных чисел имитируется разброс геометрических размеров деталей и узлов в партии произведенных двигателей, разброс режимных параметров, коэффициентов потерь и т.п.

Детерминированные модели более детально классифицируются по виду входной информации. Классификация производится на три группы моделей: номинальные (расчетные), индивидуальные, среднестатистические.

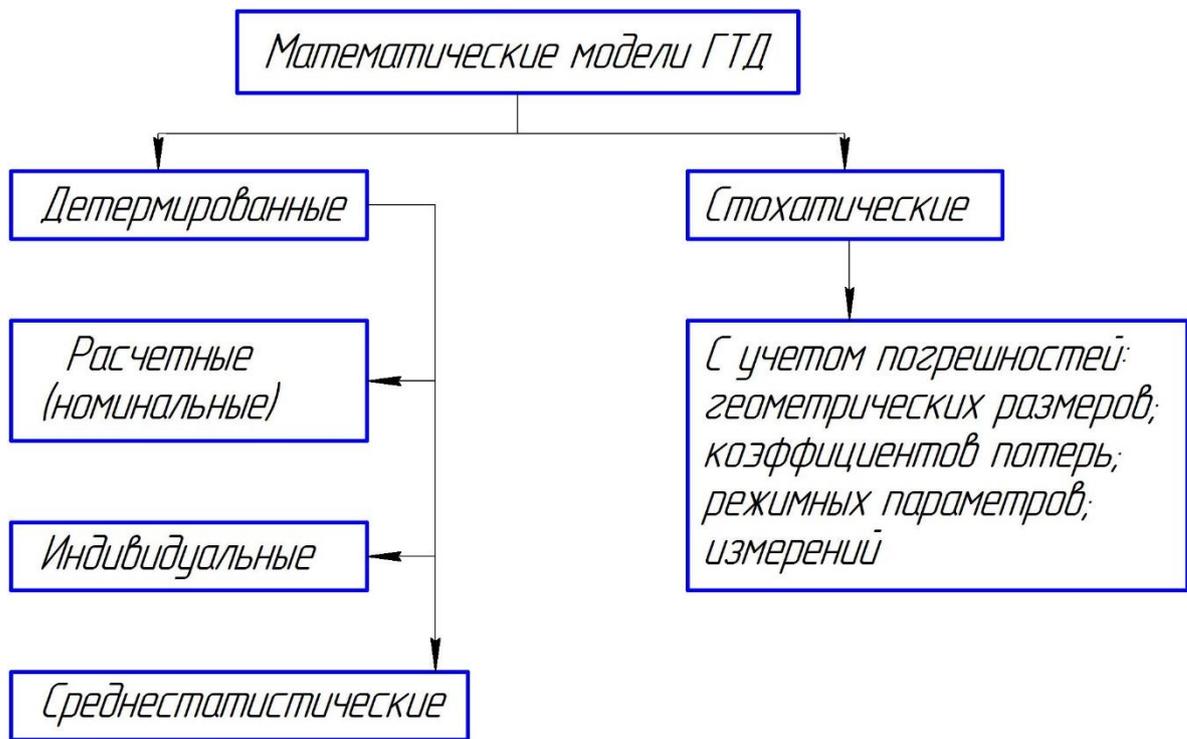


Рисунок 2.3- классификация математических моделей по виду входной и выходной информации

Расчетные модели применяют расчетные (номинальные) значения геометрических размеров деталей и узлов, а также коэффициентов потерь, характеристики узлов двигателя (компрессора, камеры сгорания, турбины) берутся проектные. Индивидуальные модели используют те геометрические размеры, которые были получены при помощи обмеров деталей данного экземпляра изделия. Если говорить про характеристики узлов двигателя и про коэффициенты потерь, то они должны быть также взяты с этого же экземпляра изделия. Среднестатистические модели используют статистические данные по результатам замеров каждого экземпляра двигателя или выборочных экземпляров одной партии изготовления. Также как и геометрические размеры, характеристики узлов берутся по результатам анализа статистики.

4. Классификация по уровню сложности моделей. Подразделяются на пять групп или на пять уровней сложности: нулевой, первый, второй, четвертый (см. рисунок 2.2).

Модели нулевого уровня сложности представляют собой вырожденные модели. В них вместо математических зависимостей задаются постоянные значения соответствующих параметров, которые входят в вектор «Z». Обычно символическая запись имеет вид «Z=Y». На рисунке 2.4 представлены схемы моделей нулевого, первого и второго уровня сложности.

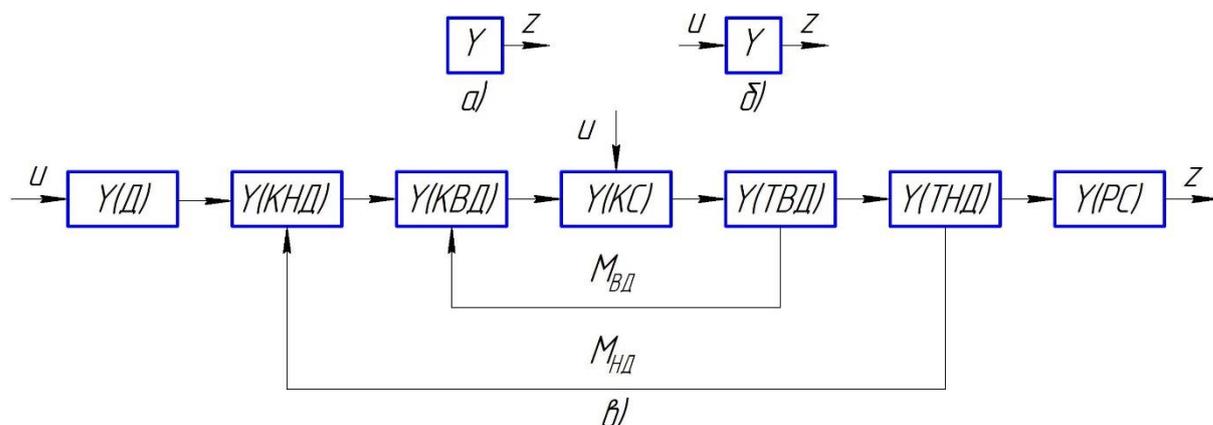


Рисунок 2.4- блок-схема математических моделей ГТД разного уровня сложности (а- нулевого, б- первого, в- второго уровня)

В моделях нулевого уровня не применяются и не используется входная информация, такие модели не удовлетворяют никаким из перечисленных в пункте 2.2 требованиям. В моделях первого уровня используются формулы, которые связывают компоненты вектора «Z» с компонентами вектора входной информации «U». В формулах применяются и используются константы из вектора «Y». Таким образом в моделях первого уровня есть данные только по входной информации и выходной информации, которые связываются разного вида математическими зависимостями, имея при этом вид «Z=f(U, Y)». Иногда эти зависимости задаются в виде таблиц. Модели первого уровня тоже не удовлетворяют ни одному из требований пункта 2.2.

В моделях второго уровня присутствуют ряды модулей, которые описывают один из узлов двигателя. В них характеристики всех узлов двигателя заданы. Символическая запись такой модели имеет вид «Z=f(U, X, Y)». Одни из лучших моделей второго уровня могут удовлетворять многим требованиям, написанным в пункте 2.2. Однако они не удовлетворяют

требованиям №11, 15, 16 из первой группы. Модели этого уровня чаще всего используются в сложных алгоритмах диагностики и при выборе оптимальных параметров двигателя.

В моделях третьего уровня производится описание рабочих процессов во всей проточной части двигателя. Геометрически размеры двигателя заданы, а все параметры считаются усредненными по сечению, формулы же записываются для среднего диаметра (средней линии тока). При помощи поправок может быть учтено пространственность потока. Символическая запись имеет вид « $Z=f(R, U, Y)$ ». Такие модели третьего уровня могут удовлетворять всем требованиям, изложенным в пункте 2.2.

В моделях четвертого уровня сложности описывается пространственный поток в проточной части двигателя, главным образом в узле компрессора и в узле турбины. Символическая запись такая же, как и у моделей третьего уровня сложности, « $Z=f(U, X, Y)$ », однако вектор « $R$ » описывает размеры проточной части на нескольких диаметрах. Модели третьего и четвертого уровня сложности чаще всего используются при проектировании двигателей.

Дополнительно модели первого уровня могут быть более детально классифицированы по уровню сложности, т.е. могут быть как линейными, так и нелинейными. Получаются они путем аппроксимации результатов расчета по моделям более высоких уровней сложности или результатов эксперимента функциями разного вида.

5. Классификация по глубине описания. Данная классификация не может быть распределена на определенное количество групп. Ее приходится вести по числу требований первой группы, прописанной в пункте 2.2, которым удовлетворяет рассматриваемая модель. Такая классификация условна, т.к. требования не равноценные, поэтому приходится указывать не только число требований, но и их перечень.

6. Классификация по степени универсальности модели. Как и классификация по глубине описания, не может быть распределена на заранее

заданное число групп. Ее классификация производится условно по числу и номенклатуре требований из второй группы, описанных в пункте 2.2.

7. Классификация по виду программной системы. Классификация производится аналогично по числу и номенклатуре требований из третьей группы пункта 2.2, которые удовлетворяются в рассматриваемой математической модели.

8. Классификация по способу организации вычислительного процесса. В данной классификации алгоритмы математических моделей подразделяются на три группы: алгоритмы закольцовок, системы уравнений, системы невязок. Главной особенностью их является возможность справиться с главной трудностью вычислений, заключающаяся в том, что некоторые параметры должны быть использованы раньше, чем они могут быть рассчитаны. Из-за чего их приходится задавать в нулевом приближении, т.е. ориентировочно. В алгоритмах закольцовок после того, как эти параметры будут рассчитаны, приходится повторять расчет с того места, где они были использованы первый раз. При каждом повторном расчете значения параметров изменяются, поэтому итерации приходится повторять до тех пор, пока разница (невязка) между значениями одноименных параметров, получаемых в двух соседних приближениях, не будет менее заданной точности. В двигателях сложных схем приходится использовать несколько таких циклов, расположенных один внутри другого. Для двухвального ТРД или одновального ТРДД получается минимум два цикла, для трехвального ТРД или двухвального ТРДД - три, а для трехвального ТРДД - четыре, Очень сложно задать взаимосогласованную точность в каждом из этих циклов. Наличие таких циклов приводит к большим затратам машинного времени, а главное, не позволяет создать достаточно универсальные математические модели. Алгоритмы закольцовок используются в большинстве созданных моделей, но в настоящее время они считаются устаревшими.

Алгоритмы систем уравнений более удобны. Для их использования основная часть математической модели записывается в виде системы уравнений, описывающих основные газодинамические законы. В первую очередь, это уравнения баланса расходов через различные сечения, баланса мощностей на всех валах, равенства статических давлений на входе в камеру смещения, условия регулирования двигателя и т.п. Неизвестными являются те же параметры, которые в методах закольцовок задавались в нулевом приближении. При правильной постановке задачи система уравнений получается замкнутой. Если в систему уравнений подставить ориентировочные значения неизвестных, то уравнения удовлетворяются только в том случае, если правая часть каждого уравнения вместо нуля равняется невязке. В процессе решения все невязки сводятся к нулю. Система уравнений решается различными методами. Чаще других используется метод Ньютона или его модификации.

Алгоритмы систем невязок близки к предыдущей группе. Основная разница заключается в том, что в математической модели отсутствует заранее записанная система уравнений. Те же неизвестные задаются в нулевом приближении, последовательно рассчитываются все узлы двигателя и только после окончания этих расчетов по массиву результатов рассчитываются невязки и автоматически формируется система уравнений. Она решается так же, как и в предыдущей группе алгоритмов. Алгоритмы систем уравнений и систем невязок примерно равноценны. При использовании систем невязок математические модели получают более универсальными. т.е. проще выполняется требование 16 первой группы, т.к. система уравнений формируется автоматически, в них легче реализовать сложные программы регулирования, но сами модели получают более сложными. Опубликовано несколько сложных методов решения систем уравнений более эффективных, а главное, более надежных, чем метод Ньютона, например [6].

## 2.4 Совместная работа узлов турбовального двигателя

Диагностирование двигателя, основанное на измерении и анализе параметров работы ГТД, должно быть основано на математических моделях, описывающих совместную работу узлов двигателя. Математическая модель позволяет определить взаимосвязь между показателями, характеризующими комплектность двигателя и измеряемыми параметрами.

Так различная комплектность двигателя при выполнении капитального ремонта приводит к изменению ряда параметров работы ГТД, к тому же влияние различных деталей и узлов на одни и те же параметры неодинаковые. Поэтому оценивать их влияние следует по таким параметрам как КПД компрессора, КПД турбины и т.д. («первичные» параметры). При изменении КПД узлов и других параметров, будут изменяться параметры от них зависящие- температура газа, расход воздуха, расход топлива, мощность и т.д. («вторичные» параметры).

Математическая модель должна установить взаимосвязь между «первичными» и «вторичными» параметрами. Такие математические модели известны [9], однако требуется выявить влияние на параметры двигателя смещения его характеристик, что требует введения в математические модели дополнительных переменных. Что может быть осуществлено путем включения в исходную систему уравнений, описывающих совместную работу узлов двигателя, дополнительных уравнений, аппроксимирующих характеристики, с последующим решением полученной системы относительно первичных параметров.

Как рассматривалось в [9, 10, 11] представим системы уравнений, описывающих процессы, которые происходят в основных узлах турбовального двигателя со свободной турбиной: во входном устройстве, в компрессоре, в камере сгорания, в турбине компрессора, в свободной турбине, в выходном устройстве. В данные уравнения введены характеристики компрессора и турбины.

Входное устройство:

$$\left. \begin{array}{l} 1) p_{\text{ВХ}}^* = p_{\text{Н}} \cdot \sigma_{\text{ВХ}} \\ 2) T_{\text{ВХ}}^* = T_{\text{Н}} \end{array} \right\} \quad (2.1)$$

где  $p_{\text{ВХ}}^*, T_{\text{ВХ}}^*$ - полное давление воздуха за входным устройством;

$p_{\text{Н}}, T_{\text{Н}}$ - давление и температура невозмущенного потока в атмосфере;

$\sigma_{\text{ВХ}}$ - коэффициент восстановления полного давления воздуха во входном устройстве.

Компрессора:

$$\left. \begin{array}{l} 1) G_{\text{В}} = G_{\text{В пр}} \cdot \sqrt{\frac{288}{T_{\text{ВХ}}^*}} \cdot \frac{p_{\text{ВХ}}^*}{101,3} \\ 2) \pi_{\text{К}}^* = \pi_{\text{К}}(G_{\text{В пр}}, n_{\text{К пр}}) \\ 3) \pi_{\text{К}}^* = p_{\text{К}}^* / p_{\text{ВХ}}^* \\ 4) T_{\text{К}}^* = T_{\text{ВХ}}^* \left[ 1 + \left( \pi_{\text{К}}^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\text{К}}} \right] \\ 5) \eta_{\text{К}} = \eta_{\text{К}}(G_{\text{В пр}}, n_{\text{К пр}}) \\ 6) N_{\text{К}} = \frac{k}{k-1} R_{\text{В}} T_{\text{ВХ}}^* \left( \pi_{\text{К}}^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\text{К}}} G_{\text{В}} \\ 7) G_{\text{отб}} = G(G_{\text{В}}) \\ 8) n_{\text{К}} = n_{\text{К пр}} \sqrt{T_{\text{ВХ}}^* / 288} \end{array} \right\} \quad (2.2)$$

где  $G_{\text{В}}$ - расход воздуха через компрессор;

$G_{\text{В пр}}$ - приведенный расход воздуха;

$\pi_{\text{К}}^*$ - степень повышения полного давления в компрессоре;

$\pi_{\text{К}}$ - степень повышения давления в компрессоре;

$n_{\text{К пр}}$ - приведенная частота вращения ротора компрессора;

$p_{\text{К}}^*$ - полное давление воздуха за компрессором;

$T_{\text{К}}^*$ - температура воздуха за компрессором;

$\eta_{\text{К}}$ - КПД компрессора;

$N_k$ - мощность, необходимая для вращения компрессора;

$k$ - показатель изоэнтропы воздуха;

$R_B$ - газовая постоянная воздуха;

$G_{отб}$ - отбор воздуха из компрессора.

Камера сгорания:

$$\left. \begin{array}{l} 1) G_B C_{pB}^{T_k} T_k^* + G_T C_{pT} T_T + G_T H_u \eta_T = G_T C_{pT}^{T_g} T_g^* \\ 2) p_k^* = p_T^* / \sigma_T \\ 3) G_T = G_B - G_{отб} + G_T \end{array} \right\} \quad (2.3)$$

где  $C_{pB}^{T_k}$ - удельная теплоемкость воздуха при  $T_k^*$ ;

$G_T$ - расход топлива;

$C_{pT}$ - удельная теплоемкость топлива;

$T_T$ - температура топлива;

$H_u$ - теплотворная способность топлива;

$\eta_T$ - коэффициент полноты сгорания топлива в камере сгорания;

$G_T$ - расход газа через турбину компрессора;

$C_{pT}^{T_g}$ -удельная теплоемкость газа при температуре  $T_g^*$ ;

$T_g^*$ - температура газов за камерой сгорания;

$p_T^*$ - полное давление газа за камерой сгорания;

$\sigma_T$ - коэффициент восстановления полного давления газа в камере сгорания.

Турбина компрессора:

$$\left. \begin{aligned}
 1) N_{\text{TK}} &= \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^* \left( 1 - \pi_{\text{TK}}^{*\frac{1-k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}}} \right) \eta_{\text{TK}}^* G_{\Gamma} \\
 2) \pi_{\text{TK}}^* &= p_{\Gamma}^* / p_{\text{TK}}^* \\
 3) N_{\text{TK}} &= N_{\text{K}} / \eta_{\text{M}} \\
 4) G_{\Gamma} &= m_{\text{ca}} \frac{F_{\text{ca}} p_{\Gamma}^* q(\lambda_{\text{ca}})}{\sqrt{T_{\Gamma}^*}} \\
 5) q(\lambda_{\text{ca}}) &= \text{const} \\
 6) \eta_{\text{TK}}^* &= \eta_{\text{T}}(\pi_{\text{TK}}^*, n_{\text{TK}}) \\
 7) n_{\text{K}} &= n_{\text{TK}} \\
 8) G_{\text{CB}} &= G_{\Gamma} \\
 9) T_{\text{TK}}^* &= T_{\Gamma}^* \left\{ 1 - \eta_{\text{TK}}^* \left[ 1 - \left( 1 / \pi_{\text{TK}}^* \right)^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} \right] \right\}
 \end{aligned} \right\} \quad (2.4)$$

где  $N_{\text{TK}}$ - мощность на валу турбины компрессора;

$k_{\Gamma}$ - показатель эзотропы газа;

$R_{\Gamma}$ - газовая постоянная газа;

$\pi_{\text{TK}}^*$ - степень понижения полного давления газа в турбине компрессора;

$p_{\text{TK}}^*$ - полное давление газа за турбиной компрессора;

$\eta_{\text{M}}$ - механический КПД;

$m_{\text{ca}}$ - численный коэффициент в уравнении расхода газа через турбину компрессора;

$F_{\text{ca}}$ - площадь минимального сечения соплового аппарата первой ступени турбины компрессора;

$q(\lambda_{\text{ca}})$ - газодинамическая функция;

$\eta_{\text{TK}}^*$ - КПД турбины компрессора по параметрам заторможенного потока;

$n_{\text{TK}}$ - частота вращения турбины компрессора;

$T_{\text{TK}}^*$ - температура газов за турбиной компрессора.

Свободная турбина:

$$\left. \begin{aligned}
1) G_{\text{CB пр}} &= G(\pi_{\text{T CB}}^*, n_{\text{CB пр}}) \\
2) G_{\text{CB пр}} &= \frac{G_{\text{CB}} \sqrt{T_{\text{TK}}^*} 101,325}{p_{\text{TK}}^* \sqrt{288}} \\
3) G_c &= G_{\text{CB}} \\
4) \pi_{\text{T CB}}^* &= p_{\text{TK}}^* / p_{\text{CB}}^* \\
5) T_{\text{CB}}^* &= T_{\text{TK}}^* \left\{ 1 - \eta_{\text{T CB}}^* \left[ 1 - \left( \frac{1}{\pi_{\text{T CB}}^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} \right] \right\} \\
6) N_e &= \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1} R_{\Gamma} T_{\text{TK}}^* \left( 1 - \pi_{\Sigma \text{ CB}}^{\frac{1-k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}}} \right) \eta_{\Sigma \text{ CB}} G_{\text{CB}} \\
7) \eta_{\Sigma \text{ CB}} &= \eta_{\text{T CB}}^* \frac{\left( 1 - \frac{1}{\pi_{\text{T CB}}^* \frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} \right)}{\left( 1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma \text{ CB}}^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}}} \right)} \\
8) \eta_{\text{T CB}}^* &= \eta_{\text{T CB}}(\pi_{\text{T CB}}^*, n_{\text{CB пр}}) \\
9) n_{\text{CB пр}} &= n_{\text{CB}} / \sqrt{T_{\text{TK}}^*} \\
10) \pi_{\Sigma \text{ CB}} &= p_{\text{TK}}^* / p_{\text{H}} \\
11) C_e &= G_{\text{T}} / N_e
\end{aligned} \right\} \quad (2.5)$$

где  $G_{\text{CB пр}}$  - приведенный расход газа через свободную турбину;

$\pi_{\text{T CB}}^*$  - степень понижения полного давления газа в свободной турбине;

$n_{\text{CB пр}}$  - приведенная частота вращения ротора свободной турбины;

$G_{\text{CB}}$  - расход газа через свободную турбину;

$G_c$  - расход газа через сопло;

$p_{\text{CB}}^*$  - полное давление газа за свободной турбиной;

$T_{\text{CB}}^*$  - температура газа за свободной турбиной;

$\eta_{\text{T CB}}^*$  - КПД свободной турбины по параметрам заторможенного потока;

$N_e$  - мощность на валу турбовального двигателя;

$\pi_{\Sigma \text{ CB}}$  - суммарная степень понижения давления в свободной турбине и выходном устройстве;

$\eta_{\Sigma \text{ CB}}$  - мощностной КПД свободной турбины;

$\eta_{\text{T CB}}$  - КПД свободной турбины;

$n_{\text{CB}}$  - частота вращения ротора свободной турбины;

$C_e$  - удельный расход топлива.

Выходное устройство:

$$\left. \begin{array}{l} 1) p_{\text{CB}}^* = p_c^* / \sigma_c \\ 2) G_c = \frac{p_c^* F_c m_c q(\lambda_c)}{\sqrt{T_c^*}} \\ 3) q(\lambda_c) = \left( \frac{k_\Gamma + 1}{2} \right)^{\frac{1}{k_\Gamma - 1}} \pi_c^{-\frac{1}{k_\Gamma}} \sqrt{\frac{k_\Gamma + 1}{k_\Gamma - 1} \left( 1 - \pi_c^{\frac{1 - k_\Gamma}{k_\Gamma}} \right)} \\ 4) \pi_c = p_c^* / p_H \\ 5) T_c^* = T_{\text{CB}}^* \end{array} \right\}, \quad (2.6)$$

где  $p_c^*$  - полное давление газа на срезе сопла;

$\sigma_c$  - коэффициент восстановления полного давления газа в выходном устройстве;

$F_c$  - площадь сопла;

$m_c$  - численный коэффициент в уравнении расхода газа через сопло;

$T_c^*$  - температура газа на срезе сопла;

$\pi_c$  - степень понижения давления в выходном устройстве.

На рисунке 2.5 представлена блок-схема математической модели турбовального двигателя со свободной турбиной, соответствующая уравнениям (2.1)...(2.6).

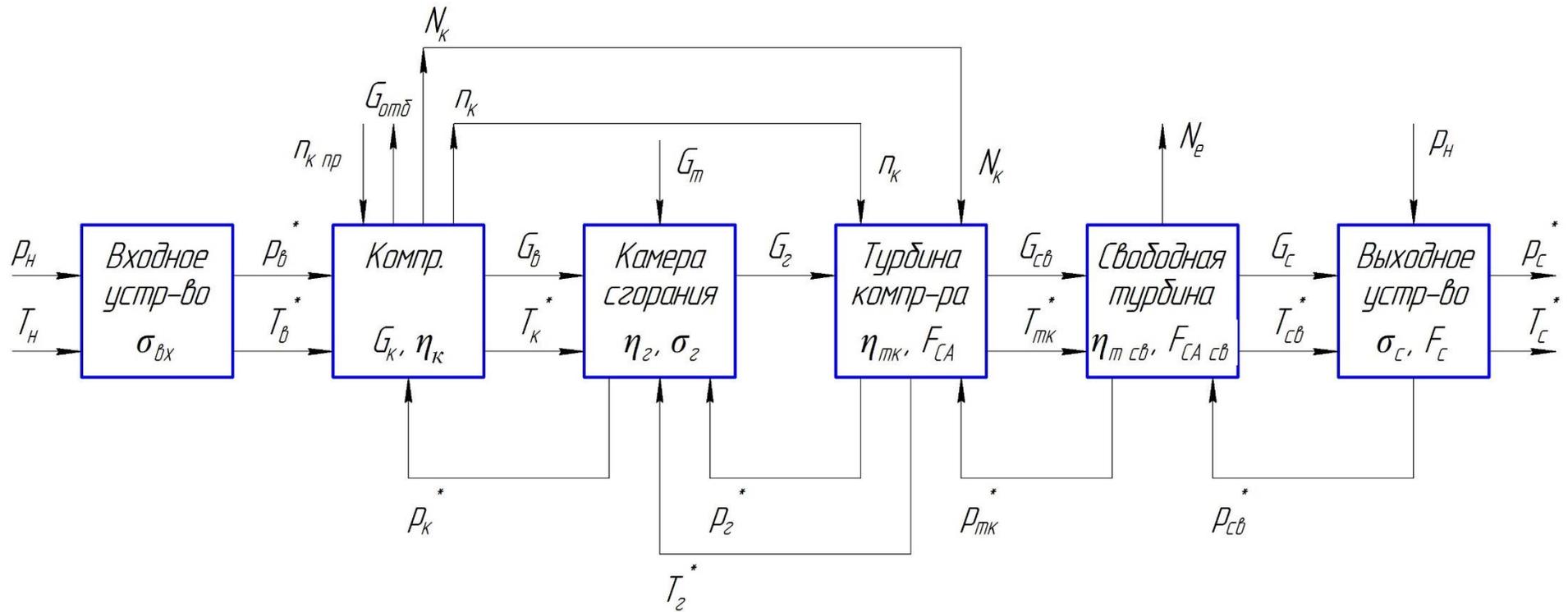


Рисунок 2.5- блок-схема математической модели турбовального двигателя со свободной турбиной

Режим работы двигателя задается параметром  $n_{к пр}$ . Атмосферные условия и входное устройство определяет параметры воздуха на входе в компрессор согласно уравнения (2.1). Характеристики компрессора и условия на входе определяют расход воздуха согласно уравнениям 1 и 2 в (2.2). Температура газов перед турбиной компрессора определяется балансом мощностей на валу по уравнению 3 в (2.4). Расход воздуха и температура потока на основании уравнений неразрывности и определяют давление газа в соответствующих сечениях проточной части по уравнению 4 в (2.4) и 2 в (2.6). Плотность тока  $q(\lambda)$  в сопловых аппаратах многоступенчатых турбин может считаться независимой от перепада давления в турбине компрессора.

Согласно приведенной на рисунке 2.1 блок-схеме взаимосвязь между основными узлами такими как: входным устройством, компрессором, камерой сгорания, турбиной компрессора, свободной турбиной, выходным устройством; обусловленная неразрывностью потока и приводящая к определенному значению давления за соответствующим узлом, обозначена стрелками  $p_{св}^*, p_{тк}^*, p_{г}^*, p_{к}^*$ . Баланс мощностей на валу турбокомпрессора и зависимость температуры  $T_{г}^*$  от потребной мощности привода компрессора обозначена на блок-схеме соответствующими связями  $N_{к}$  и  $T_{г}^*$ . Таким образом, связи  $p_{св}^*, p_{тк}^*, p_{г}^*, p_{к}^*, T_{г}^*, n_{к}, N_{к}$  на блок-схеме являются внутренними, отражающими взаимное влияние узлов двигателя. Параметры  $p_{н}$  и  $T_{н}$  являются входными, а  $N_{е}, p_{с}^*, T_{с}^*$ - выходными. Последние определяются уравнениями 7 в (2.5) и 1 в (2.6).

Согласно [9, 10] представим линеаризованные уравнения (2.1)...(2.6) рабочих процессов турбовального двигателя со свободной турбиной.

$$\left. \begin{aligned}
1) & K_3 \delta \pi_{TK}^* = (K_1 - K_{11}) \delta \pi_K^* - \delta T_\Gamma^* - \delta \eta_K - \delta \eta_\Gamma \\
2) & \delta \pi_\Sigma = \delta \pi_K^* - \delta \pi_{TK}^* + \delta \sigma_{BX} + \delta \sigma_\Gamma + \delta \sigma_c \\
3) & (1 - 0,5K_3K_4) \delta \pi_{TK}^* = \delta \sigma_c + \delta F_{caIII} - \delta F_{ca} + K_6 \delta \pi_\Sigma + 0,5K_4 \delta \eta_{TK}^* \\
4) & \delta G_B = K_{10} \delta \pi_K^* + \delta \sigma_{BX} \\
5) & (1 - K_{10}) \delta \pi_K^* = 0,5 \delta T_\Gamma^* - \delta \sigma_\Gamma - \delta F_{ca} \\
6) & \delta T_K^* = (K_1 - K_{11}) K_2 \delta \pi_K^* - K_2 \delta \eta_K \\
7) & \delta T_{TK}^* = \delta T_\Gamma^* - K_4 \delta \eta_\Gamma - K_3 K_4 \delta \pi_{TK}^* \\
8) & \delta G_\Gamma = \delta G_B + K_5 \delta T_\Gamma^* - (K_5 - 1) \delta T_K^* - \delta \eta_\Gamma
\end{aligned} \right\} (2.7)$$

Уравнение (2.7) образуют замкнутую систему. Решение системы позволяет выразить отклонение любой из вторичных переменных через отклонения первичных. При решении системы уравнений (2.7), согласно [9, 10], сформировываются дополнительные коэффициенты, которые наряду с уже имеющимися коэффициентами представлены в таблице 2.1.

Таблица 2.1– Зависимости для определения исходных коэффициентов взаимного влияния параметров турбовального двигателя со свободной турбиной.

Коэф-нт	Зависимость	Коэф-нт	Зависимость
$K_1$	$\frac{k-1}{k} \cdot \frac{\pi_K^{*\frac{k-1}{k}}}{\pi_K^{*\frac{k-1}{k}} - 1}$	$K_7$	$\frac{f(\lambda_c) \pi_c}{f(\lambda_c) \pi_c - 1}$
$K_2$	$\frac{1}{1 + \frac{\eta_K}{\pi_K^{*\frac{k+1}{k}} - 1}}$	$K_8$	$1 + \frac{\delta f(\lambda_c)}{\delta \pi_c}$
$K_3$	$\frac{k_\Gamma - 1}{k_\Gamma} \cdot \frac{1}{\pi_{TK}^{*\frac{k_\Gamma-1}{k_\Gamma}} - 1}$	$K_9$	$1 + \frac{G_B V}{R}$
$K_4$	$\frac{1}{\frac{1}{\eta_{TK}^* (1 - \pi_{TK}^{*\frac{1-k_\Gamma}{k_\Gamma}})} - 1}$	$K_{10}$	$\frac{\Delta \bar{G}_B \pi_{K0}^*}{\bar{G}_{B0} \Delta \pi_K^*}$
$K_5$	$\frac{T_\Gamma^*}{T_\Gamma^* - T_K^*}$	$K_{11}$	$\frac{\Delta \eta_K \pi_{K0}^*}{\eta_{K0} \Delta \pi_K^*}$
$K_6$			$\frac{(k_\Gamma - 1)}{2k_\Gamma} \frac{1}{\pi_c^{\frac{k_\Gamma-1}{k_\Gamma}} - 1} - \frac{1}{k_\Gamma}$

Продолжение таблицы 2.1

Коэф-нт	Зависимость	Коэф-нт	Зависимость
$\bar{K}$	$\frac{1}{K_{10} - 1 + 0,5(K_1 - K_{11})}$	$K_m$	$0,5(K_6\bar{K} + K_4)$
$K_z$	$\frac{1}{1 - 0,5K_3K_4 + K_6(1 - K_y)}$	$K_s$	$1 - K_6\bar{K}$
$K_y$	$0,5\bar{K}K_3$	$K_a$	$K_6K_z$
$K_x$	$K_{10}K_yK_z$	$K_b$	$K_a(K_y - 1) + 1$
$K_L$	$K_1 - K_{11}$	$K_c$	$K_a + K_b$
$K_n$	$(K_1 - K_{11})(K_5 - 1)K_2$	$K_d$	$0,5\bar{K} + K_yK_zK_m$
$K_r$	$(K_1 - K_{11})K_y - K_3$	$K_f$	$K_aK_y(1 + \bar{K}) + \bar{K}$

2.5 Определение взаимосвязи первичных и вторичных параметров турбовального двигателя со свободной турбиной

Задачи выбора системы измеряемых параметров и составления алгоритма диагностирования требуют выявления влияния отклонений каждого из первичных параметров на все измеряемые. Для этой цели каждый из вторичных параметров должен быть выражен как функция первичных, что может быть выполнено путем решения системы уравнений (2.7). Наиболее удобным методом решения при большом числе уравнений является метод последовательного исключения неизвестных. Он требует меньшего объема вычислений, чем другие методы.

Большое число уравнений рассматриваемой системы не позволяет решить её в общем виде. Поэтому решение целесообразно проводить при числовых значениях коэффициентов, то есть для конкретного двигателя. Порядок взаимной подстановки уравнения вытекает из блок-схемы математической модели рассматриваемого двигателя (см. рисунок 2.5).

В результате решения системы уравнений (2.7) образуется матрица коэффициентов взаимного влияния первичных и вторичных параметров. В

итоге система уравнений взаимосвязи первичных и вторичных параметров представляется как:

$$|\delta y_i| = |a_{ij}| \cdot |\delta x_i|, \quad (2.8)$$

где  $|a_{ij}|$  – матрица коэффициентов взаимного влияния параметров;

$\delta y_i$  – относительные приращения вторичных параметров;

$\delta x_i$  – относительные приращения первичных параметров.

Учитывая независимость первичных параметров, на основании (2.8) приращения вторичных параметров можно представить как:

$$\delta y_i = \sum_{i=1}^r a_{ij} \cdot \delta x_i, \quad (2.9)$$

где  $r$  – число определяемых первичных параметров.

Решив систему уравнений (2.9) относительно первичных переменных, можно выразить каждую из них через измеряемые параметры:

$$\delta x_i = \sum_{i=1}^r b_{ij} \cdot \delta y_i. \quad (2.10)$$

Значения коэффициентов  $b_{ij}$  будут определяться значениями коэффициентов  $a_{ij}$ , то есть будут зависеть от выбранных для измерения параметров.

Уравнения (2.10), представляющие зависимости первичных параметров от измеряемых, могут быть использованы для оценки изменения первичных параметров по отклонениям, измеряемых от их заданного значения. Алгоритм диагностирования в этом случае сводится к определению отклонения измеряемых параметров от заданного уровня и решению уравнений (2.15).

## 3 Стендовые испытания двигателей ТВЗ-117ВМ

### 3.1 Цели и задачи исследования. Объект исследования

При выполнении капитального ремонта двигателей ТВЗ-117 всех модификаций обязательным условием является проведение испытания двигателя на испытательном стенде авиаремонтного предприятия. Как уже рассматривалось выше, основной задачей испытания является подтверждение всех параметров работы двигателя требованиям руководства по капитальному ремонту. Однако как уже отмечалось не всегда двигатели проходят испытание с первого раза, у некоторых из них возникают дефекты. Наиболее частым дефектом является повышенная температура газов за камерой сгорания.

Целью настоящего исследования является анализ изменения основных параметров двигателя в зависимости от приведенной мощности, анализ изменения параметров при выполнении восстановительных работ, направленных на устранение дефекта повышенной температуры газов за камерой сгорания. Задачей является разработка эффективных мероприятий, выполнение которых привело бы к устранению дефекта с минимальными временными и денежными затратами.

Объектом исследования являются турбовальные газотурбинные двигатели ТВЗ-117ВМ со свободной турбиной, проходящие капитальный ремонт. В анализе использовались данные, взятые из протоколов совмещенных приёмо-сдаточных испытаний. Для сбора статистики использовались результаты испытаний 27 двигателей ТВЗ-117ВМ, которые проходили испытание с первого раза, а также 2 двигателей, которые снимались с испытаний по дефекту повышенной температуры газов за камерой сгорания.

### 3.2 Характеристики измерительных устройств

Измерение параметров работы двигателя ТВЗ-117ВМ производилось при помощи штатной аппаратуры, которая установлена на испытательный стенд авиаремонтного предприятия согласно руководству по капитальному

ремонту. Основные характеристики измерительной аппаратуры представлены в таблице 3.1

### 3.3 Анализ характеристик двигателей, прошедших испытание с первого раза, на основании данных совмещенных приёмо-сдаточных испытаний

Измерение параметров производится по полному перечню непрерывно с интервалом 0,5 с в темпе испытания путем периодического опроса датчиков и пересчета параметров в физические величины при помощи персонального компьютера с установленным на нем специально разработанным программным обеспечением.

Для расчета физических величин использовались следующие формулы:

- частота вращения ротора турбины компрессора, %

$$\bar{n}_{\text{TK}} = \frac{f_{\Sigma}}{\tau_{\text{ки}}} \cdot 0,0962, \quad (3.1)$$

где  $f_{\Sigma}$ - измеренное суммарное количество импульсов за время  $\tau_{\text{ки}}$  (контрольного измерения);

- частота вращения ротора свободной турбины, %

$$\bar{n}_{\text{CT}} = \frac{f_{\Sigma}}{\tau_{\text{ки}}} \cdot 0,13303 \quad (3.2)$$

- крутящий момент на рычаге гидротормоза, кг·м

$$M_{\text{кр1}} = \frac{f_{\Sigma}^{(1)}}{m} \cdot \varphi(\bar{f}_1), \quad (3.3)$$
$$M_{\text{кр2}} = \frac{f_{\Sigma}^{(2)}}{m} \times \varphi(\bar{f}_2)$$

где  $m$ - количество измерений в соответствии с алгоритмом опроса информации;

Таблица 3.1- измерительная аппаратура на испытательном стенде двигателей ТВЗ-117

№ п/п	Параметр	Обозначение	Размерность	Диапазон измерения	Допустимый интервал погрешности	Средство измерения	Примечания
I. Атмосферные условия							
1.1	Давление	$P_{атм}$ $P_n$	мм рт. ст. кгс/см <sup>2</sup>	700 ÷ 800	±0,5 мм рт. ст.	Барометр ИДС-1-1	
1.2	Влажность	$\varphi_n$	%	0 ÷ 100	±2,0% ВП		
II. Крутящий момент							
2.1	Усилие крутящего момента на ТВС-1	$M_{кр 1}$	кгм	0 ÷ 400	±0,5% ИВ	ТВС2-0,4	
2.2	Усилие крутящего момента на ТВС-2	$M_{кр 2}$	кгм	0 ÷ 400	±0,5% ИВ	ТВС2-0,4	
III. Параметры частоты вращения							
3.1	- ротора турбокомпрессора	$n_{тк}$	%	10 ÷ 110	±0,2% ВП	ДЧВ-2500 Д-2МТ	ИСТ-1
3.2	- ротора свободной турбины	$n_{ст}$	%	10 ÷ 140	±0,2% ВП	ДТА-10 Д-2МТ	
3.3	Расход топлива на участке №1 ТДР-8 №1 ТДР-8 №2 на участке №2 ТДР-5 №1 ТДР-5 №2	$FG_{т1}$  $FG_{т2}$	Гц		±1 имп.	ТДР ТПР	

Продолжение таблицы 3.1

№ п/п	Параметр	Обозначение	Размерность	Диапазон измерения	Допустимый интервал погрешности	Средство измерения	Примечания
IV. Давление							
4.1	Перепад $\Delta P = P^* - P_{\text{зак}}$ на РМК	$\Delta P_{\text{зак}}$	мм в. ст.	200 ÷ 500	±3,0 мм в. ст.	ИКД-0,06	
4.2	Перепад $\Delta P = P^* - P_{\text{контр}}$ на РМК	$\Delta P_{\text{конт.}}$	мм в. ст.	200 ÷ 500	±3,0 мм в. ст.	ИКД-0,06	
4.3	Перепад $\Delta P = P_{\text{н}} - P^*$	$P_{\text{полн.}}$	мм в. ст.	30 ÷ 40	±0,8 мм. в. ст.	ИКД-0,016	
4.4	разряжение на входе в двигатель	$P_{\text{разр}}$	мм в. ст.	60 ÷ 600	±3 мм. в. ст.	ИКД -006	
4.5	– за компрессором	$P_{\text{к1}}$ $P_{\text{к2}}$	кгс/см <sup>2</sup>	0 ÷ 10,0	±0,5% ВПНЗ	ИКД-10 ИКД-10	2 дублир. датчика
V. Температура							
5.1	– воздуха на входе в двигатель	$t_{\text{вх1}}$ $t_{\text{вх2}}$ $t_{\text{вх3}}$ $t_{\text{вх4}}$	°С	-50 ÷ 50	±1°С	ТСМ 5071	
5.2	– газов перед ТВД	$t_{\text{г}}$	°С	0 ÷ 1100	±1,0% ВП	Т-102	штатный коллектор 14 термопар

$f_{\Sigma}^{(1)}, f_{\Sigma}^{(2)}$  - суммарное значение результатов измерений усилия на датчике ТВС-1, ТВС-2 во временном интервале;

$\bar{f} = \frac{f_{\Sigma}}{m}$  - среднее значение результата измерения;

$\varphi(\bar{f}_1), \varphi(\bar{f}_2)$  – градуировочный коэффициент датчиков ТВС-1 и ТВС-2.

- средний крутящий момент по результатам параметров, снятых с датчиком ТВС-1 и ТВС-2, кг·м

$$\bar{M}_{кр} = \frac{M_{кр1} + M_{кр2}}{2} \quad (3.4)$$

- расход топлива, кг/час

$$G_T^{(1)} = \gamma_T(t_1) \cdot \varphi_1 \left( \frac{f_{\Sigma ТДР1}}{\tau_{ки}} \right) \cdot 3600, \quad (3.5)$$

$$G_T^{(2)} = \gamma_T(t_2) \cdot \varphi_2 \left( \frac{f_{\Sigma ТДР2}}{\tau_{ки}} \right) \cdot 3600,$$

где  $\varphi_1 \left( \frac{f_{\Sigma ТДР1}}{\tau_{ки}} \right), \varphi_2 \left( \frac{f_{\Sigma ТДР2}}{\tau_{ки}} \right)$  – значение проливочной характеристики

ТДР №1, №2 при среднем значении количества импульсов в сек.  $\bar{f} = \frac{f_{\Sigma}}{\tau_{ки}}$ ;

$f_{\Sigma}$  – суммарное значение импульсов за время  $\tau_{ки}$ ;

$\gamma_T(t_1)$  – удельный вес топлива при температуре топлива  $t_1$  на входе в ТДР<sub>1</sub>;

$\gamma_T(t_2)$  – удельный вес топлива при температуре топлива  $t_2$  на входе в ТДР<sub>2</sub>.

- мощность двигателя, л.с.

$$\bar{N}_e = \frac{\bar{M}_{кр} \times \bar{n}_{ст} \times 15000}{716,2 \times 100} = \bar{M}_{кр} \times \bar{n}_{ст} \times 0,20944 \quad (3.6)$$

- степень повышения давления в компрессоре

$$\pi_k = \frac{\overline{P_k} + P_H}{P_{BX}^*}, \quad (3.7)$$

где  $\overline{P_k}$  – среднее значение избыточного давления за компрессором за  $\tau_{ки}$ ;

$P_H$  – атмосферное давление в кгс/см<sup>2</sup> (измеренное);

$P_{BX}^*$  – среднее полное давление на входе в двигатель в плоскости поперечного сечения ресивера.

Измеренные значения параметров работы двигателя приводятся к стандартным атмосферным условиям (САУ) по формулам приведения [14, 15] с учетом особенностей двигателя ТВЗ-117ВМ:

- приведенное значение частоты вращения ротора турбины компрессора, %

$$\overline{n}_{\text{тк пр}} = \overline{n}_{\text{тк}} \sqrt{\frac{288,15}{273,15 + t_{\text{вх}}^*}} \quad (3.8)$$

- приведенное значение мощности двигателя

$$\overline{N e}_{\text{пр}} = \overline{N e}_{\text{зам}} \times \frac{P_{\text{но}}}{P_{\text{вх}}^*} \times e^{\left(\frac{a}{n_{\text{тк пр}}} + \frac{b}{n_{\text{тк пр}}^2}\right) \times \ln \frac{288,15}{t_{\text{вх}}^* + 273,15}}, \quad (3.9)$$

где значения коэффициентов «а» и «в» представлены в таблице 3.2.

Таблица 3.2- значения коэффициентов «а» и «в»

№	«а»	«в»	Диапазон $t_{\text{вх}}^*$	Диапазон $\overline{n}_{\text{тк пр}}$
1	-48,17	+8363,44	+15° ≤ ... ≤ 40°С	85% ≤ ... ≤ 103%
2	-195,21	+23931,87	-40° ≤ ... < +15°С	85% ≤ ... ≤ 92%
3	-132,27	+17426,33	-25° ≤ ... < +15°С	92% < ... ≤ 103%
4	-137,02	+18082,79	-40° ≤ ... < -25°С	92% < ... ≤ 103%

- приведенное значение температуры газов за камерой сгорания, °С

$$\bar{t}_{г\text{ пр}} = (\bar{t}_{г\text{ зам}} + 273,15) \times \frac{288,15}{\bar{t}_{вх}^* + 273,15} - 273,15 + K_T, \quad (3.10)$$

где  $K_T = (\bar{t}_{вх}^* - 15) - 0,00034737 (\bar{t}_{вх}^* - 15) \times (2500 - \bar{N}e_{пр})$ , [°C]- в диапазоне  $40^\circ\text{C} \leq \bar{t}_{вх}^* \leq +15^\circ\text{C}$ ;

$K_T = 0,26 \times (\bar{t}_{вх}^* - 15)$ , [°C]- в диапазоне  $+15^\circ\text{C} < \bar{t}_{вх}^* \leq +40^\circ\text{C}$ .

- приведенное значение часового расхода топлива, кг/час

$$\bar{G}_{г\text{ пр}} = \bar{G}_{г\text{ зам}} \times \frac{P_{но}}{P_{вх}^*} \times e^{\left(\frac{a}{n_{гк\text{ пр}}} + \frac{b}{n_{гк\text{ пр}}}\right) \times \ln \frac{288,15}{\bar{t}_{вх}^* + 273,15}}, \quad (3.11)$$

где значения коэффициентов «а» и «в» представлены в таблице 3.3.

Таблица 3.3- значения коэффициентов «а» и «в»

№	«а»	«в»	Диапазон $\bar{t}_{вх}^*$	Диапазон $\bar{n}_{гк\text{ пр}}$
1	+141,07	-8154,07	$+15 \leq \dots \leq +40^\circ\text{C}$	$85\% \leq \dots \leq 103\%$
2	+156,38	-9891,66	$-40^\circ \leq \dots < +15^\circ\text{C}$	$85\% \leq \dots \leq 92\%$
3	+192,74	-13334,68	$-40^\circ \leq \dots < +15^\circ\text{C}$	$92\% < \dots \leq 103\%$

- приведенное значение удельного часового расхода топлива, г/(л.с. час)

$$C_e = \frac{\bar{G}_{г\text{ пр}} \times 1000}{\bar{N}e_{пр}} \quad (3.12)$$

- приведенное значение расхода воздуха, кг/с

$$\bar{G}_{в\text{ пр}} = 86,137 \times \sqrt{\left(\frac{\bar{P}}{\bar{P}_{вх}^*}\right)^{1,429} - \left(\frac{\bar{P}}{\bar{P}_{вх}^*}\right)^{1,714}} \quad (3.13)$$

Полученные значения по формулам (3.1)...(3.13) заносятся в протокол испытания двигателя. При анализе протоколов испытаний 27 двигателей

ТВЗ-117ВМ, прошедших капитальный ремонт, собраны среднестатистические данные параметров работы двигателя, которые сведены в таблице 3.4.

Таблица 3.4- среднестатистические данные по результатам совмещенных приёмо-сдаточных испытаний двигателей ТВЗ-117ВМ

Мощность $N_{e\text{пр}}$ , л.с.	Степень повышения давления $\pi_k$	Расход воздуха $G_{в\text{пр}}$ , кг/с	Частота вращения ротора ТК $n_{\text{ТК пр}}$ , %	Температура газов за КС $t_r$ , °С	Часовой расход топлива $G_{\text{тпр}}$ , кг/час
2200	8,77	8,85	97,80	916,28	475,93
2000	8,37	8,57	96,78	885,91	440,62
1700	7,75	8,12	95,11	840,09	389,56
1500	7,33	7,80	93,91	809,46	356,73
1200	6,67	7,29	91,96	762,87	309,34

На рисунках 3.1-3.6 представлены графики зависимостей основных параметров работы двигателя ТВЗ-117ВМ от приведенной мощности и график характеристики компрессора.

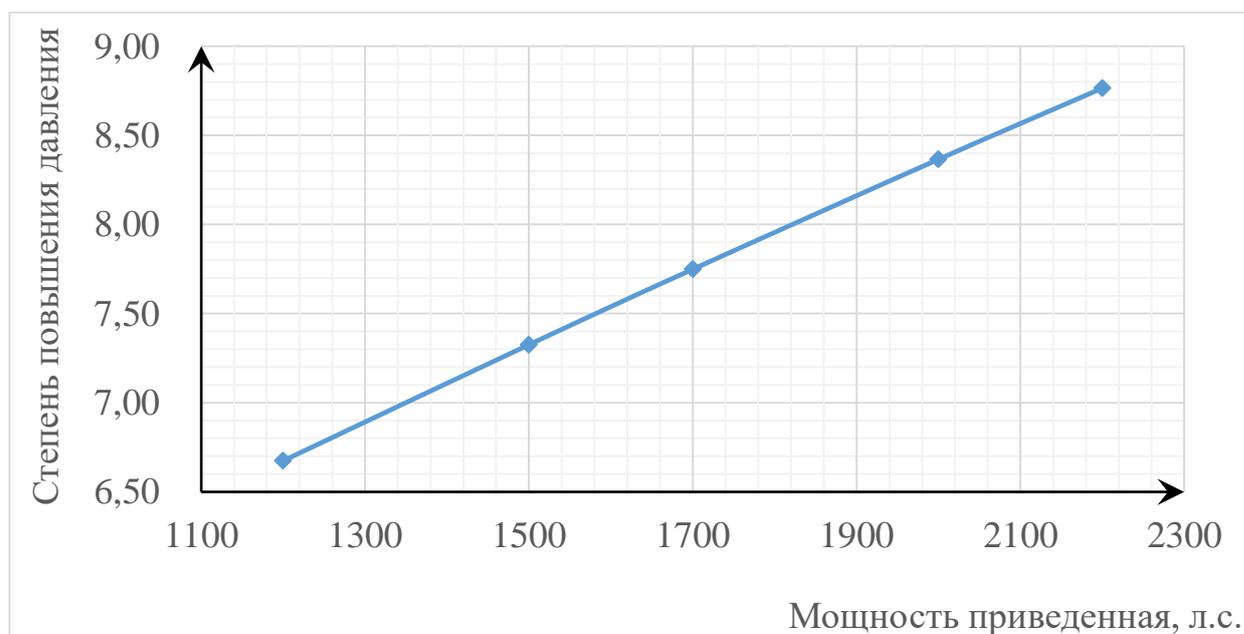


Рисунок 3.1- зависимость степени повышения давления  $\pi_k$  от приведенной мощности двигателя  $N_{e\text{пр}}$

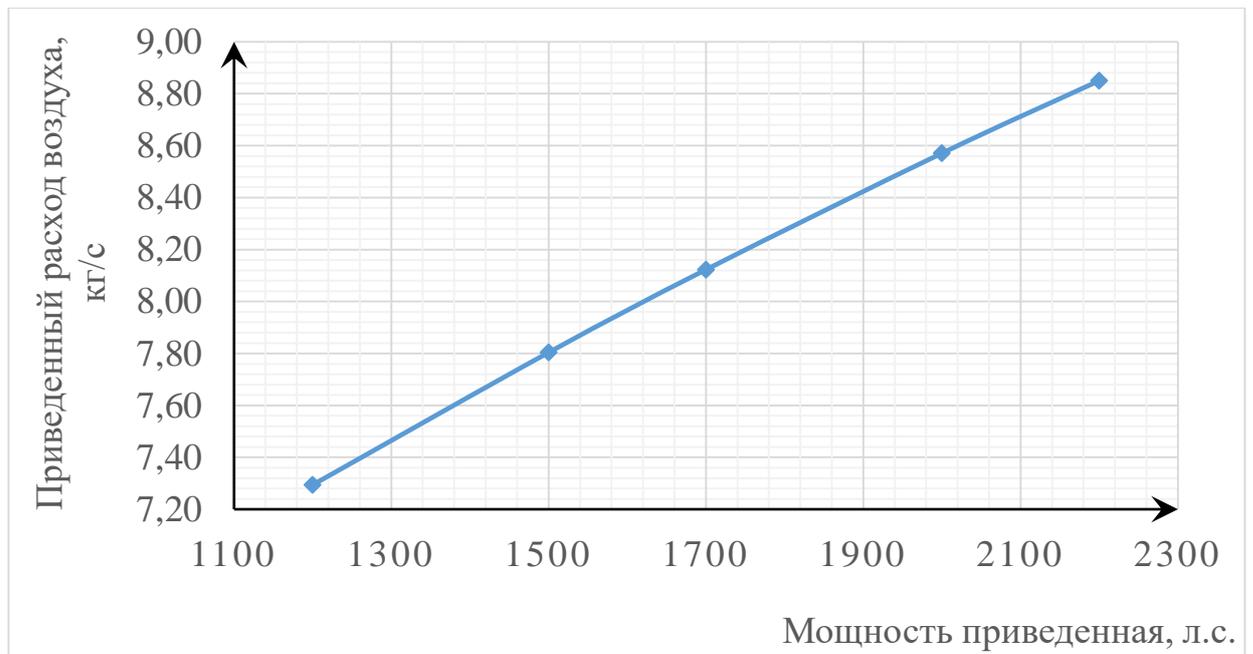


Рисунок 3.2- зависимость приведенного расхода воздуха  $G_{в пр}$  от приведенной мощности двигателя  $Ne_{пр}$

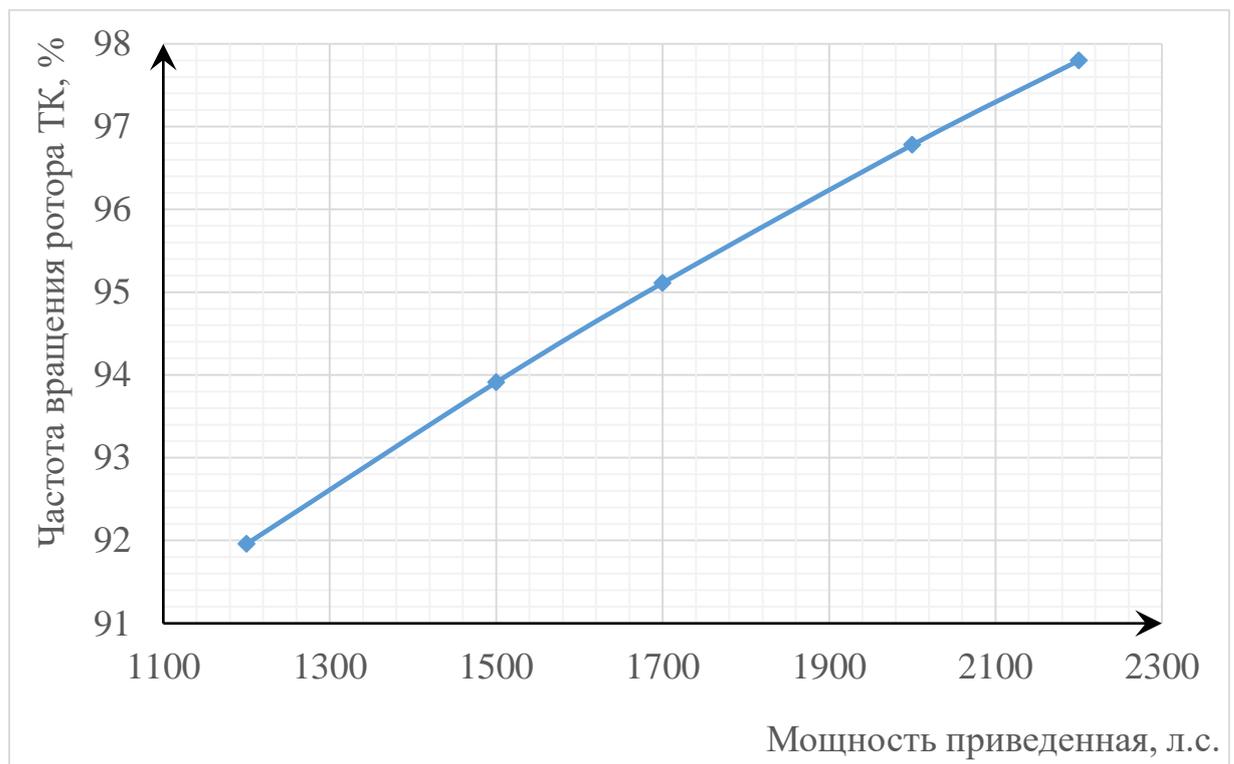


Рисунок 3.3- зависимость приведенной частоты вращения ротора ТК  $n_{тк пр}$  от приведенной мощности двигателя  $Ne_{пр}$

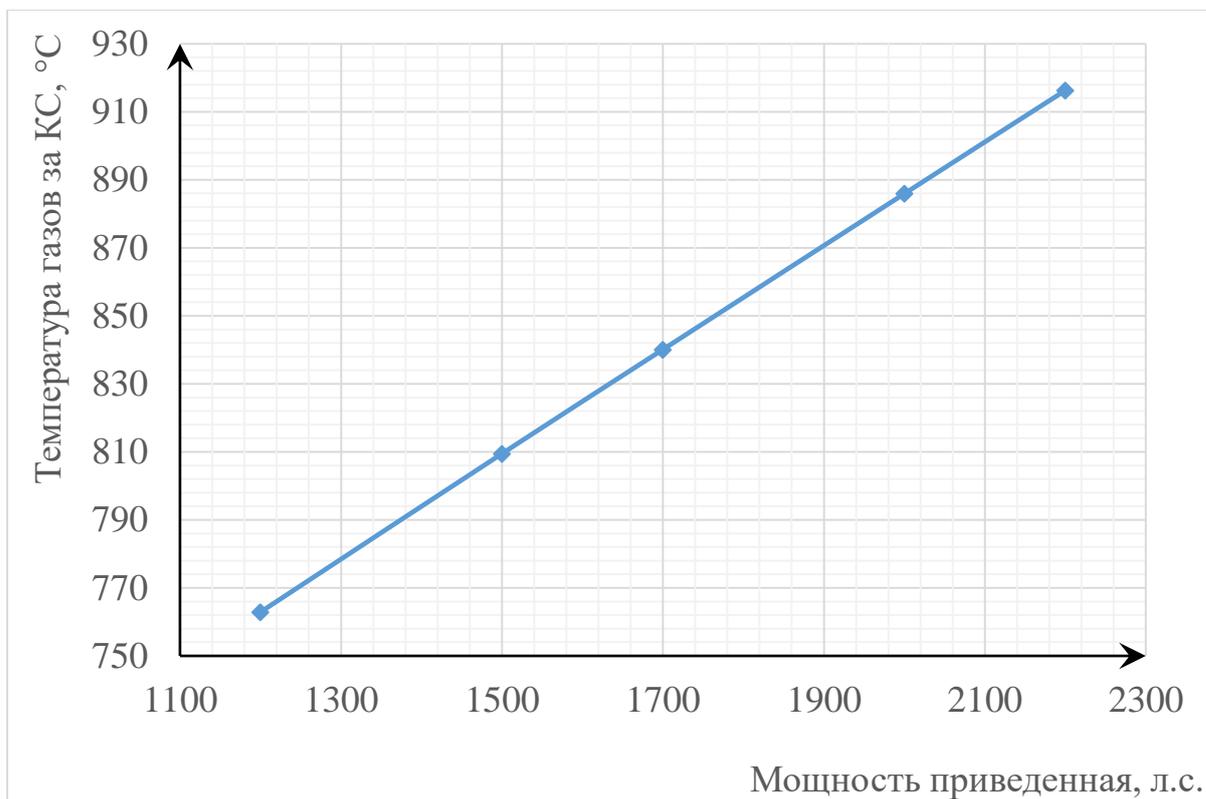


Рисунок 3.4- зависимость приведенной температуры газов за КС  $t_{г пр}$  от приведенной мощности двигателя  $N_{e пр}$

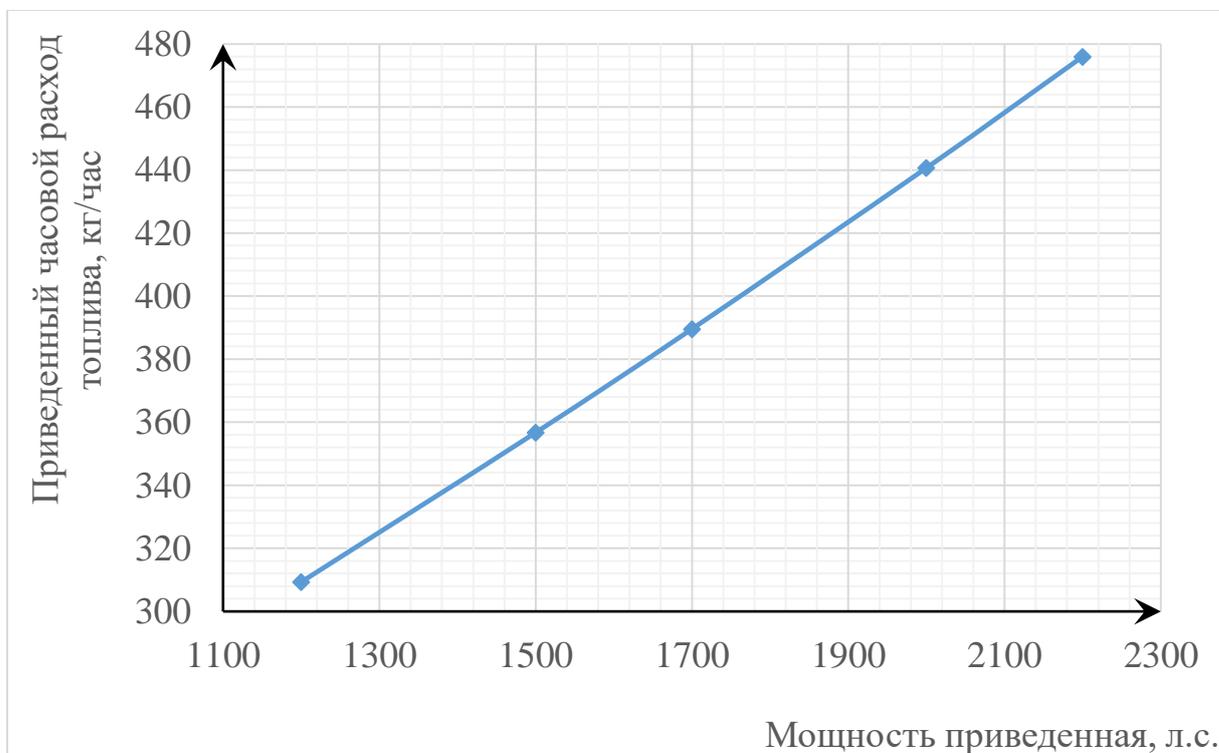


Рисунок 3.5- зависимость приведенного часового расхода топлива  $G_{т пр}$  от приведенной мощности двигателя  $N_{e пр}$

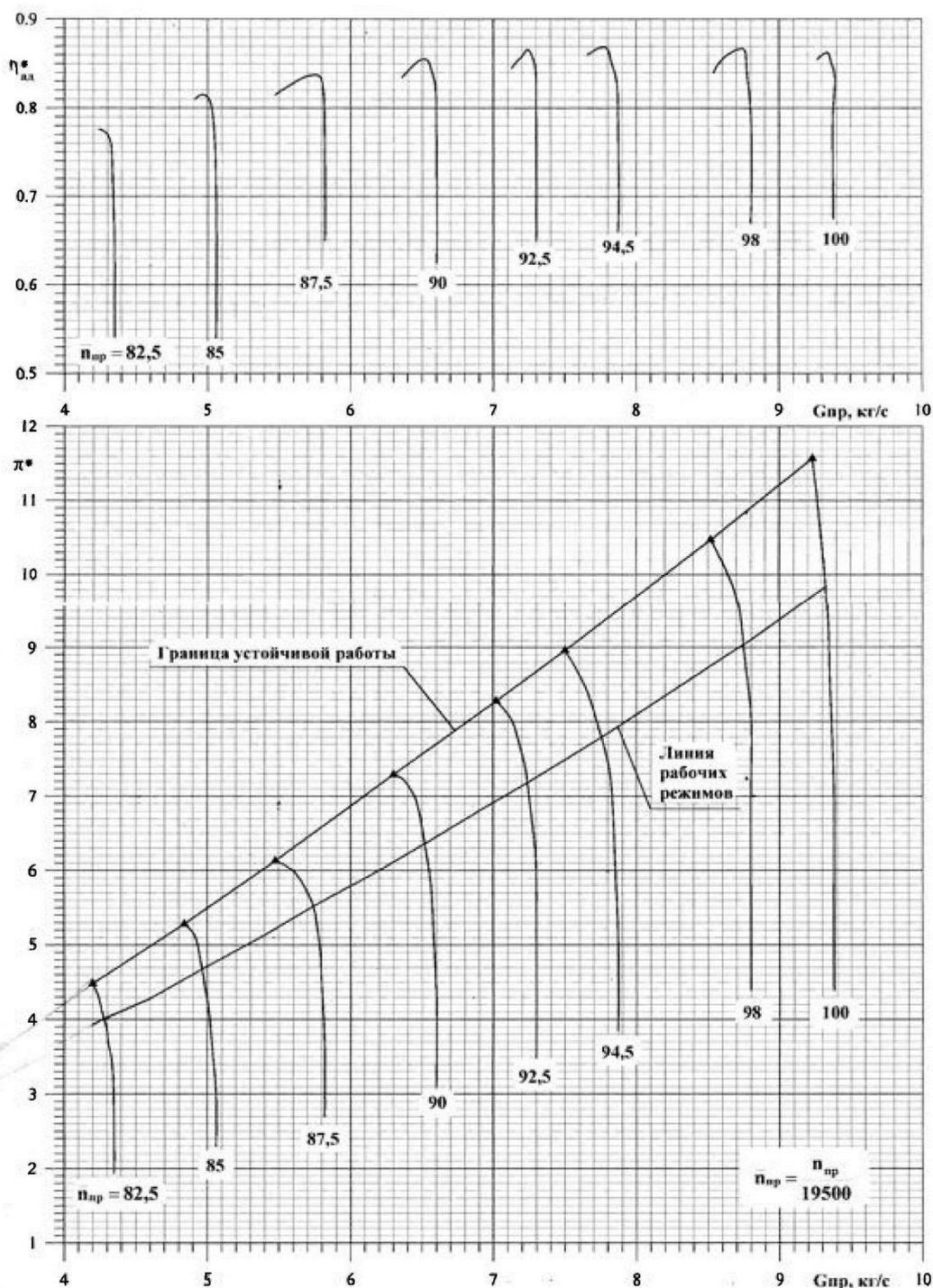


Рисунок 3.6- характеристика компрессора двигателя ТВ3-117

### 3.4 Анализ характеристик двигателей, не прошедших испытание с первого раза, на основании данных совмещенных приёмо-сдаточных испытаний

В настоящем разделе приводятся результаты испытаний двух двигателей ТВ3-117ВМ, не прошедших совмещенные приёмо-сдаточные

испытания по причине несоответствия температуры газов за камерой сгорания требованиям руководства по капитальному ремонту. Испытания проводились также на испытательном стенде авиаремонтного предприятия, измерения значений параметров работы двигателя осуществлялись также штатным оборудованием, характеристики которого были рассмотрены в таблице 3.1 раздела 3.2. Рассмотрим двигатели ТВЗ-117ВМ №7087884100062 и №7087882000149.

Двигатель ТВЗ-117ВМ №7087884100062 на момент прохождения капитального ремонта имел наработку с начала эксплуатации 2676 ч. В ходе крайнего выполнения капитального ремонта двигатель успешно прошел испытание с третьего раза. Два раза снимался с испытательного комплекса по дефекту повышенной температуры газов за камерой сгорания. При первом снятии на двигателе были заменены рабочие лопатки I ступени турбины компрессора. Во второй раз произведена замена жаровой трубы. В таблице 3.5 приведены характеристики двигателя ТВЗ-117ВМ №7087884100062, снятые при проведении трех испытаний.

Таблица 3.5- характеристики двигателя ТВЗ-117ВМ №7087884100062

Мощность $N_{e пр}$ , л.с.	Степень повышения давления $\pi_k$	Расход воздуха $G_{в пр}$ , кг/с	Частота вращения ротора ТК $n_{тк пр}$ , %	Температура газов за КС $t_r$ , °С	Часовой расход топлива $G_{тпр}$ , кг/час
1 испытание					
2200	8,64	9	98,09	948,5	484,9
2000	8,26	8,71	97,15	919,3	450,5
1700	7,67	8,25	95,58	872,6	399,6
1500	7,27	7,92	94,43	839,7	366,3
1200	6,64	7,39	92,54	787,5	317,3
2 испытание					
2200	8,60	9,03	98,18	937,6	484,5
2000	8,22	8,74	97,23	908,3	449,7
1700	7,63	8,28	95,61	862,4	398,4
1500	7,23	7,95	94,42	830,6	364,7

Продолжение таблицы 3.5.

Мощность $N_{e\text{пр}}$ , л.с.	Степень повышения давления $\pi_k$	Расход воздуха $G_{в\text{ пр}}$ , кг/с	Частота вращения ротора ТК $n_{\text{ТК пр}}$ , %	Температура газов за КС $t_r$ , °С	Часовой расход топлива $G_{\text{тпр}}$ , кг/час
1200	6,60	7,42	92,44	781,2	315,1
3 испытание					
2200	8,56	9,04	97,83	910,2	479,0
2000	8,18	8,75	96,9	880,6	444,0
1700	7,60	8,30	95,28	834,6	391,6
1500	7,20	7,97	94,04	802,6	358,0
1200	6,57	7,43	91,95	753	309,0

На рисунках 3.7...3.12 представлены характеристики двигателя ТВЗ-117ВМ №7087884100062, на графиках нанесены значения параметров, снятых при трех испытаниях данного двигателя.

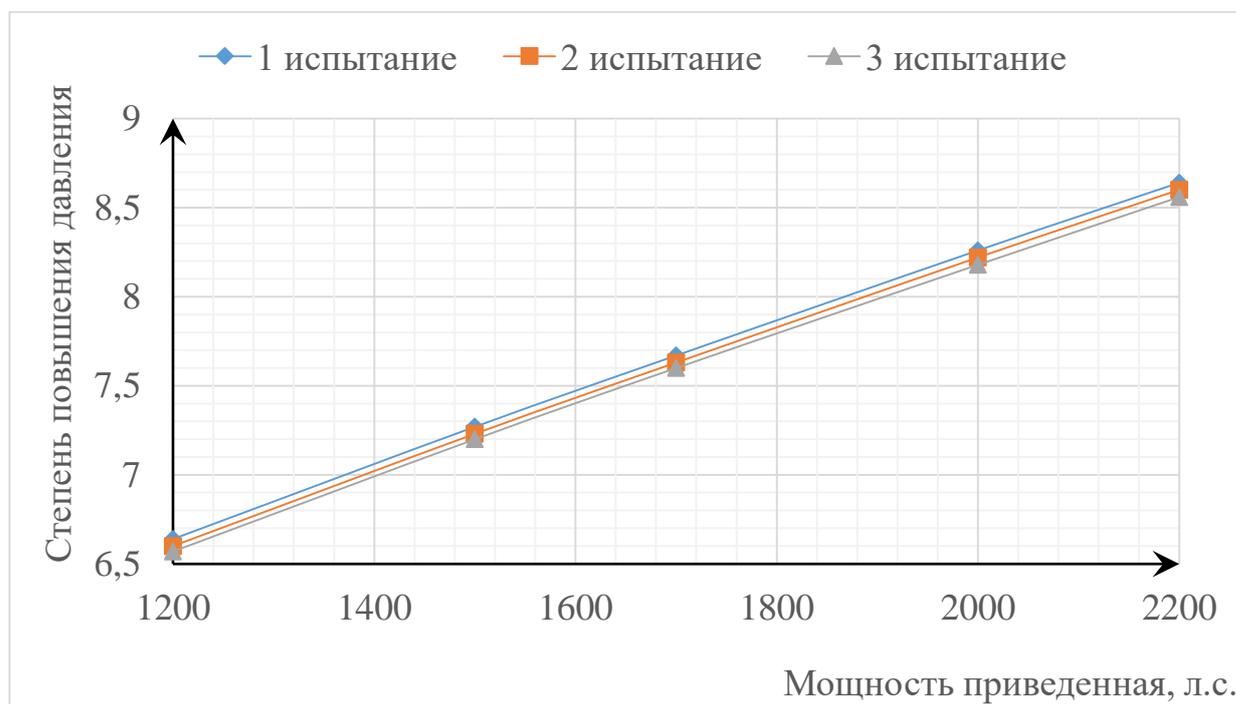


Рисунок 3.7- зависимость степени повышения давления  $\pi_k$  от приведенной мощности двигателя  $N_{e\text{пр}}$  ТВЗ-117ВМ №7087884100062

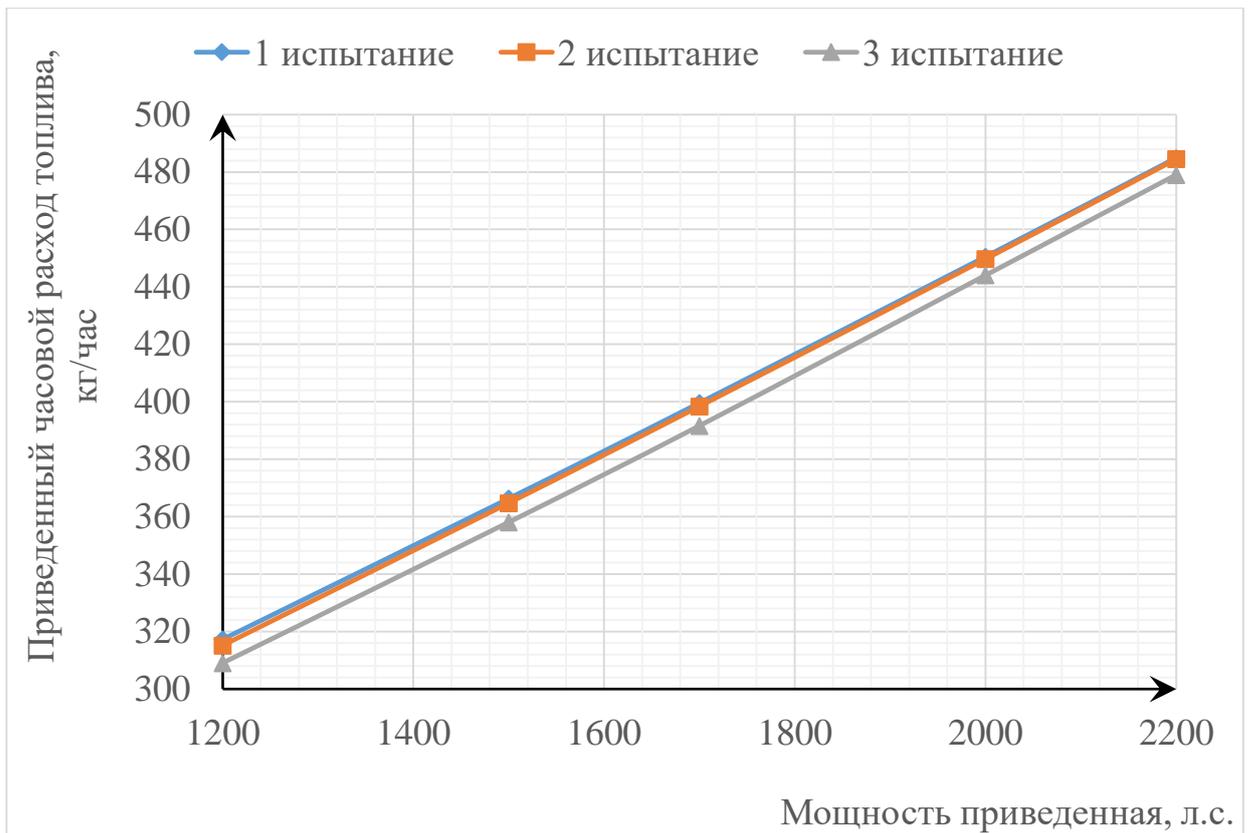


Рисунок 3.8- зависимость приведенного расхода воздуха  $G_{в пр}$  от приведенной мощности двигателя  $N_{e пр}$  ТВ3-117ВМ №7087884100062

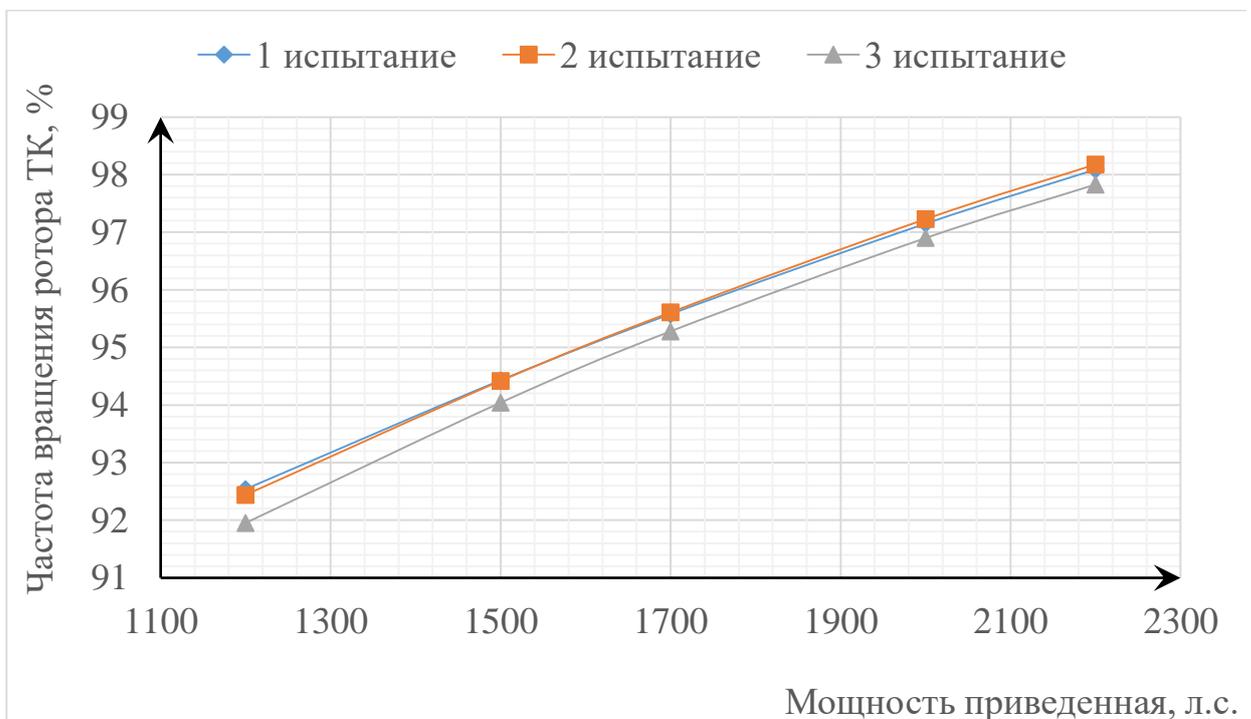


Рисунок 3.9- зависимость приведенной частоты вращения ротора ТК  $n_{TK пр}$  от приведенной мощности двигателя  $N_{e пр}$  ТВ3-117ВМ №7087884100062

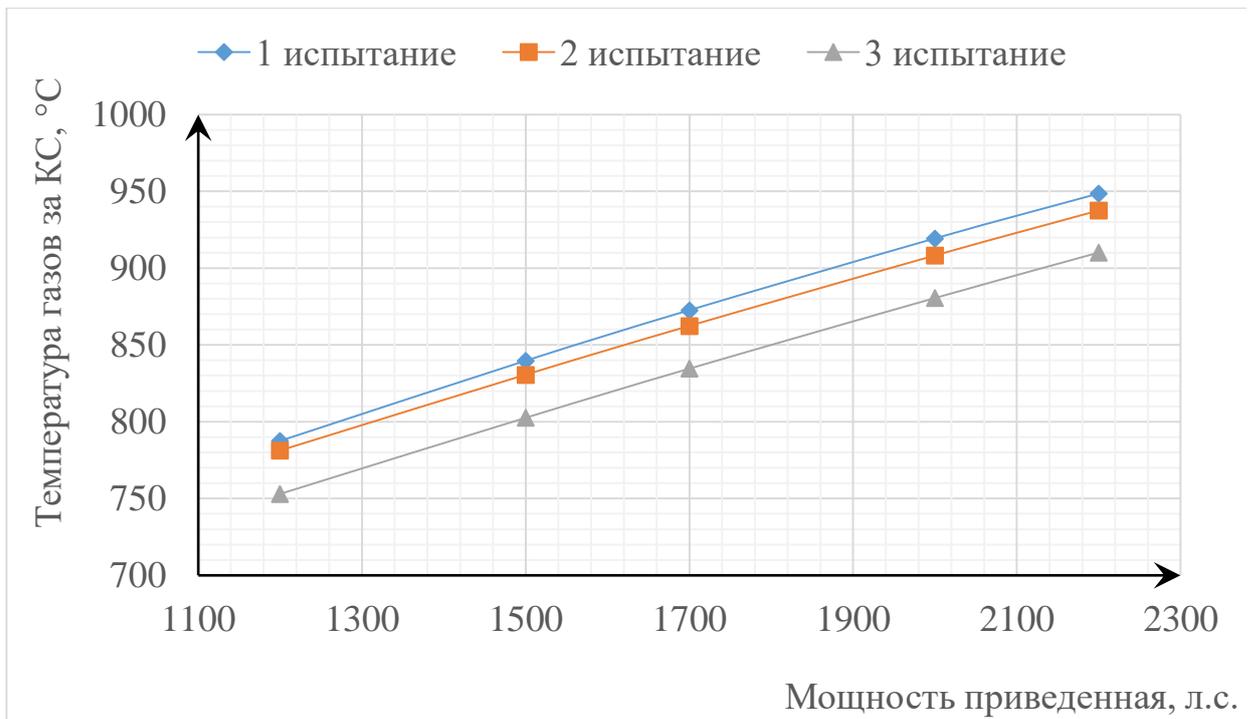


Рисунок 3.10- зависимость приведенной температуры газов за КС  $t_{г пр}$  от приведенной мощности двигателя  $N_{e пр}$  ТВ3-117ВМ №7087884100062

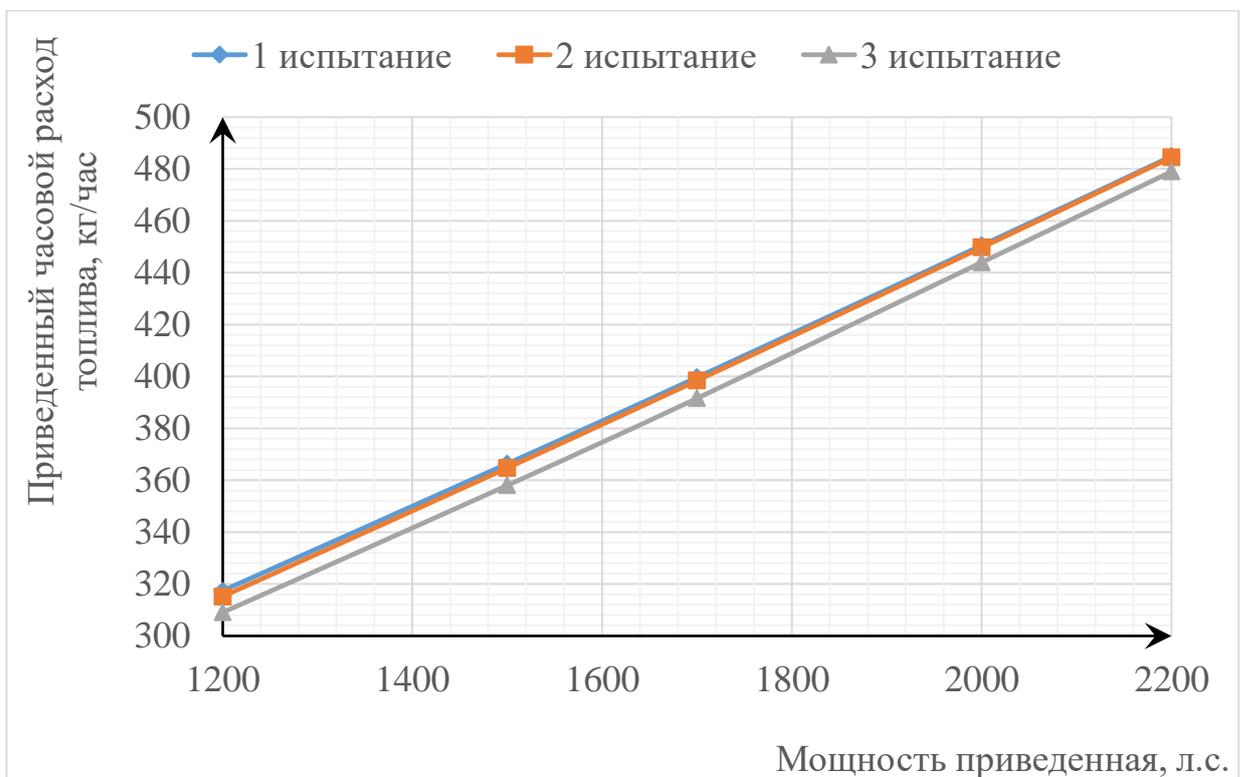


Рисунок 3.11- зависимость приведенного часового расхода топлива  $G_{г пр}$  от приведенной мощности двигателя  $N_{e пр}$  ТВ3-117ВМ №7087884100062

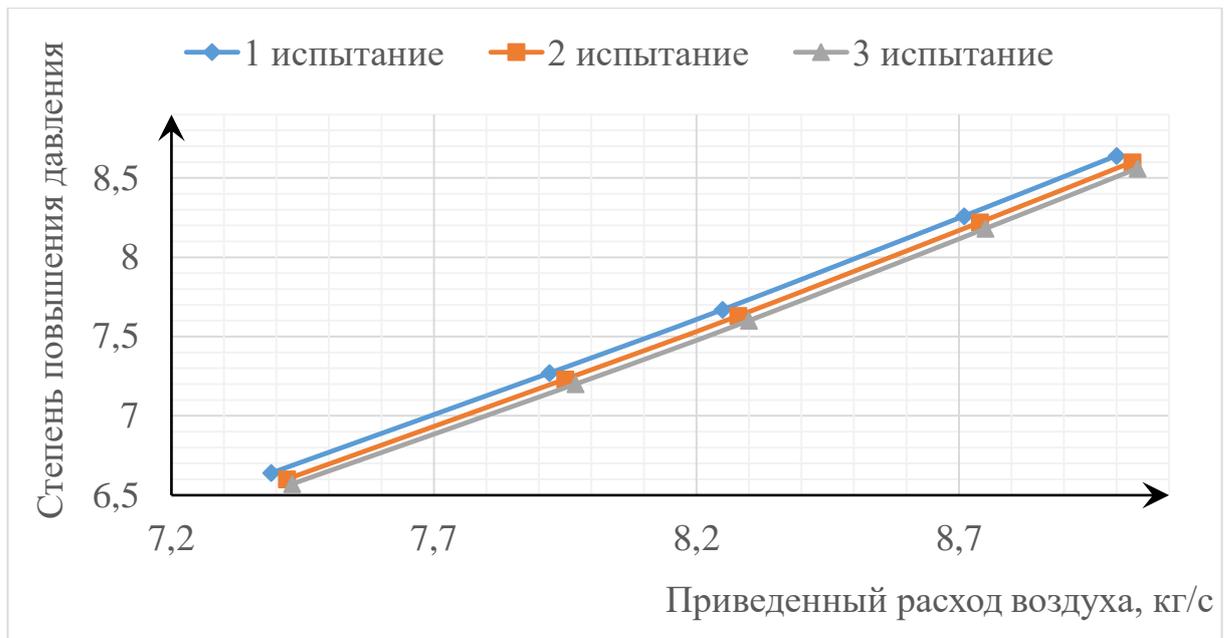


Рисунок 3.12- характеристика компрессора двигателя ТВЗ-117ВМ  
№7087884100062

Выполним оценку влияния выполненных мероприятий по устранению дефекта повышенной температуры газов за камерой сгорания при помощи формулы:

$$\delta\Pi = \frac{\Pi_2 - \Pi_1}{\Pi_1} \cdot 100\%, \quad (3.14)$$

где  $\Pi_1$  и  $\Pi_2$  значение параметров до выполнения мероприятий и после соответственно.

В таблице 3.6 сведены относительные приращения параметров работы двигателя ТВЗ-117ВМ №7087884100062 между 2 и 1 испытанием и 3 и 2 испытанием.

Таблица 3.6- относительные приращения параметров работы двигателя ТВЗ-117ВМ №7087884100062

$N_{e\text{пр}}$ , л.с.	$\delta\pi_k$ , %	$\delta G_{в\text{пр}}$ , %	$\delta n_{\text{тк пр}}$ , %	$\delta t_{\text{г пр}}$ , %	$\delta G_{\text{тпр}}$ , %
Относительные приращения параметров между 2 и 1 испытанием					
2200	-0,47	0,33	0,09	-1,16	-0,08
2000	-0,49	0,34	0,08	-1,21	-0,18
1700	-0,52	0,36	0,03	-1,18	-0,30
1500	-0,55	0,38	-0,01	-1,10	-0,44

Продолжение таблицы 3.6.

$N_{e\text{пр}}$ , л.с.	$\delta\pi_k$ , %	$\delta G_{в\text{ пр}}$ , %	$\delta n_{тк\text{ пр}}$ , %	$\delta t_{г\text{ пр}}$ , %	$\delta G_{тг\text{р}}$ , %
1200	-0,61	0,40	-0,11	-0,81	-0,69
Относительные приращения параметров между 3 и 2 испытанием					
2200	-0,47	0,11	-0,36	-3,01	-1,14
2000	-0,49	0,11	-0,34	-3,15	-1,27
1700	-0,39	0,24	-0,35	-3,33	-1,71
1500	-0,42	0,25	-0,40	-3,49	-1,84
1200	-0,46	0,13	-0,53	-3,75	-1,94

Двигатель ТВ3-117ВМ №7087882000149 на момент прохождения крайнего капитального ремонта имел наработку 1128 ч. с начала эксплуатации. Во время прохождения капитального ремонта снимался с испытаний три раза, успешно прошел испытание с четвертого раза. При выполнении восстановления двигателя выполнялись следующие мероприятия: произведена замена рабочих лопаток I ступени ротора турбины компрессора при первом снятии; произведена замена рабочих лопаток II, VII, IX, XI, XII ступени ротора компрессора, поворотных лопаток НА III ступени компрессора, лопаток НА V, VI, VIII при втором снятии; произведена замена жаровой трубы. В таблице 3.7 приведены данные параметров работы двигателя при проведении испытаний.

Таблица 3.7- характеристики двигателя ТВ3-117ВМ №7087882000149

Мощность $N_{e\text{пр}}$ , л.с.	Степень повышения давления $\pi_k$	Расход воздуха $G_{в\text{ пр}}$ , кг/с	Частота вращения ротора ТК $n_{тк\text{ пр}}$ , %	Температура газов за КС $t_g$ , °C	Часовой расход топлива $G_{тг\text{р}}$ , кг/час
1 испытание					
2200	8,61	8,85	97,64	930,5	487,0
2000	8,3	8,55	96,63	899,2	449,8
1700	7,73	8,09	94,94	849,3	396,7
1500	7,3	7,75	93,68	814,1	363,5
1200	6,66	7,23	91,59	758,2	313,7
2 испытание					
2200	8,59	8,86	97,85	941,9	486,0
2000	8,27	8,56	96,83	912,8	448,6

Продолжение таблицы 3.7.

Мощность $N_{e\text{пр}}$ , л.с.	Степень повышения давления $\pi_k$	Расход воздуха $G_{в\text{ пр}}$ , кг/с	Частота вращения ротора ТК $n_{\text{ТК пр}}$ , %	Температура газов за КС $t_r$ , °С	Часовой расход топлива $G_{\text{тпр}}$ , кг/час
1700	7,69	8,10	95,17	865,4	395,5
1500	7,25	7,76	93,98	831,5	362,1
1200	6,62	7,24	92,07	777	311,9
3 испытание					
2200	8,59	8,87	97,68	941,1	484,8
2000	8,23	8,57	96,76	911,8	448,1
1700	7,65	8,12	95,16	864,1	394,3
1500	7,20	7,78	93,95	829,8	361,3
1200	5,57	7,26	91,92	774,6	309,3
4 испытание					
2200	8,53	8,89	97,68	919,9	476,0
2000	8,20	8,59	96,69	889,7	441,8
1700	7,61	8,14	95,05	844,8	390,4
1500	7,16	7,79	93,85	814,5	358,3
1200	6,55	7,27	91,92	768,8	305,0

На рисунках 3.13...3.18 представлены характеристики двигателя ТВ3-117ВМ №7087882000149, на графиках нанесены значения параметров, снятых при трех испытаниях данного двигателя.

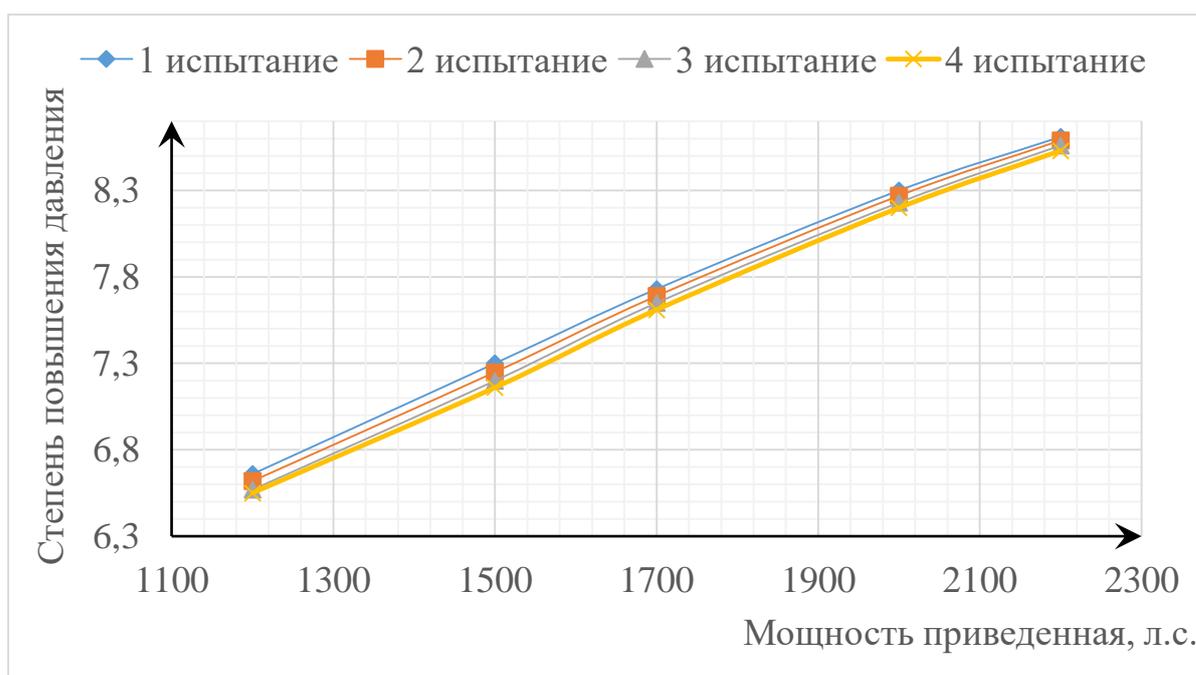


Рисунок 3.13- зависимость степени повышения давления  $\pi_k$  от приведенной мощности двигателя  $N_{e\text{пр}}$  ТВ3-117ВМ №7087882000149

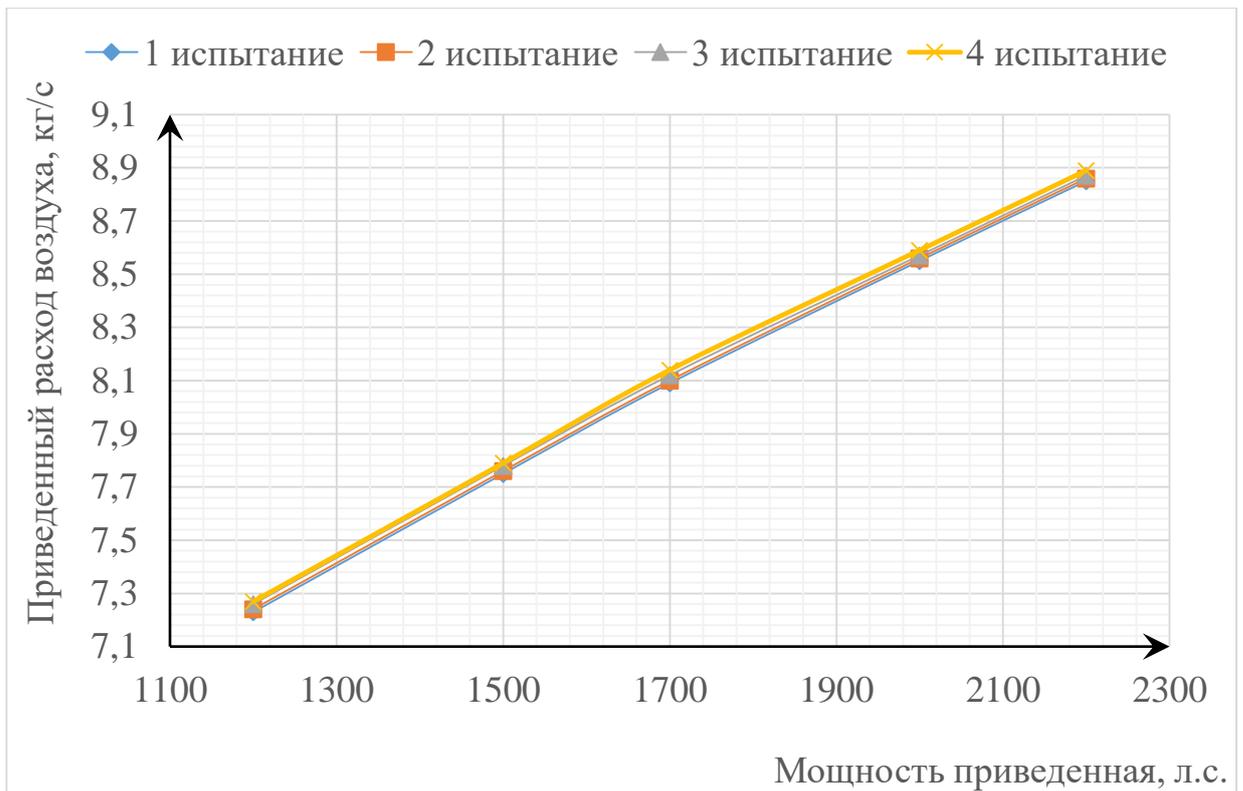


Рисунок 3.14- зависимость приведенного расхода воздуха  $G_{в\text{пр}}$  от приведенной мощности двигателя  $N_{e\text{пр}}$  ТВ3-117ВМ №7087882000149

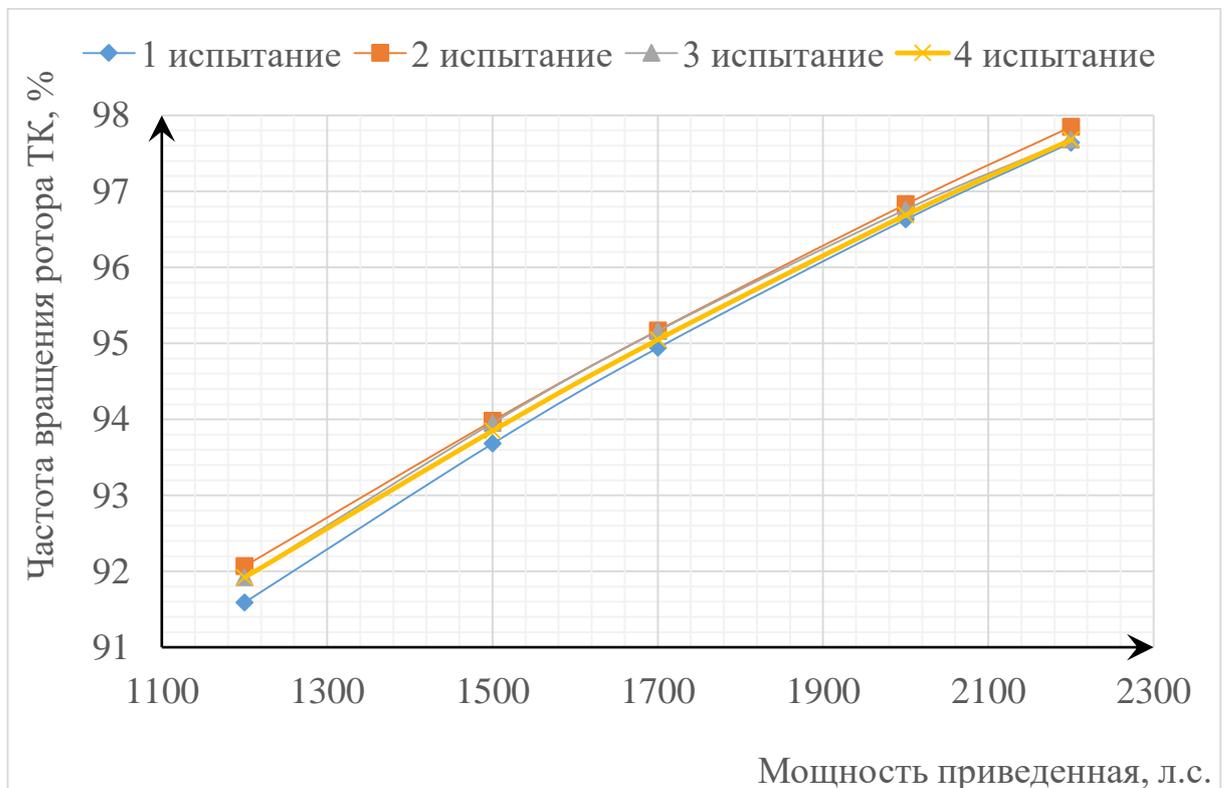


Рисунок 3.15- зависимость приведенной частоты вращения ротора ТК  $n_{тк\text{пр}}$  от приведенной мощности двигателя  $N_{e\text{пр}}$  ТВ3-117ВМ №7087882000149

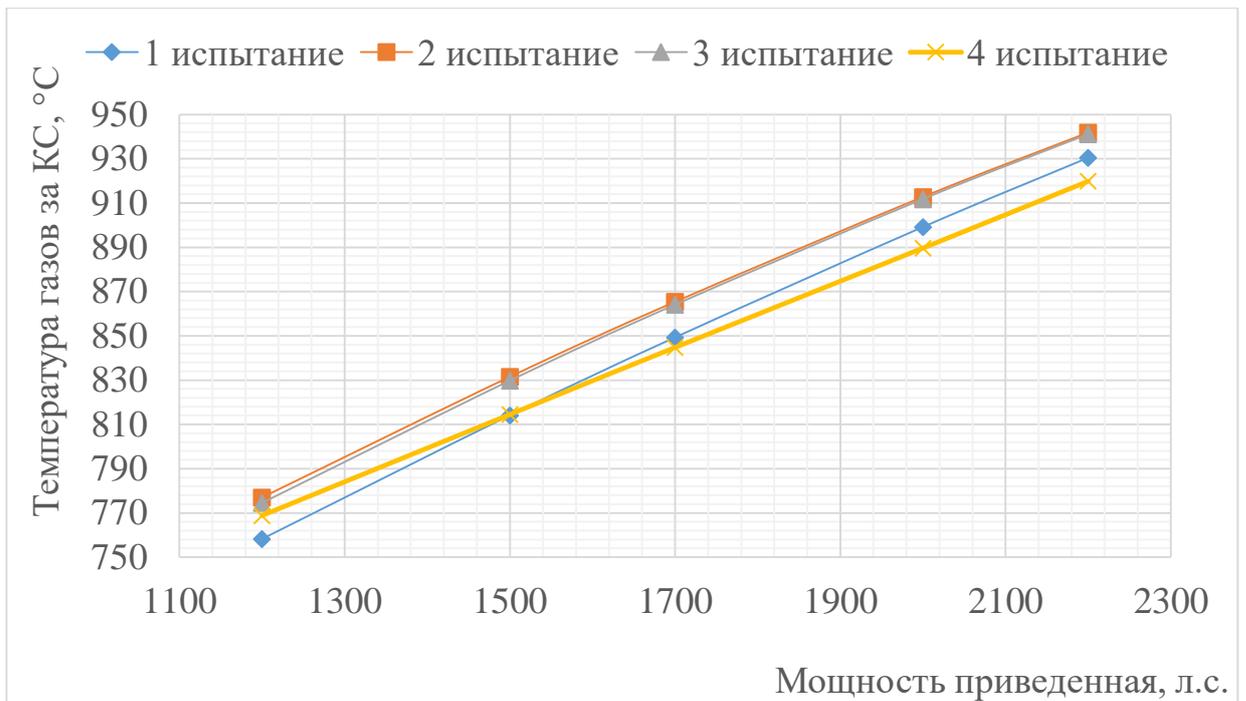


Рисунок 3.16- зависимость приведенной температуры газов за КС  $t_{г пр}$  от приведенной мощности двигателя  $N_{e пр}$  ТВЗ-117ВМ №7087882000149

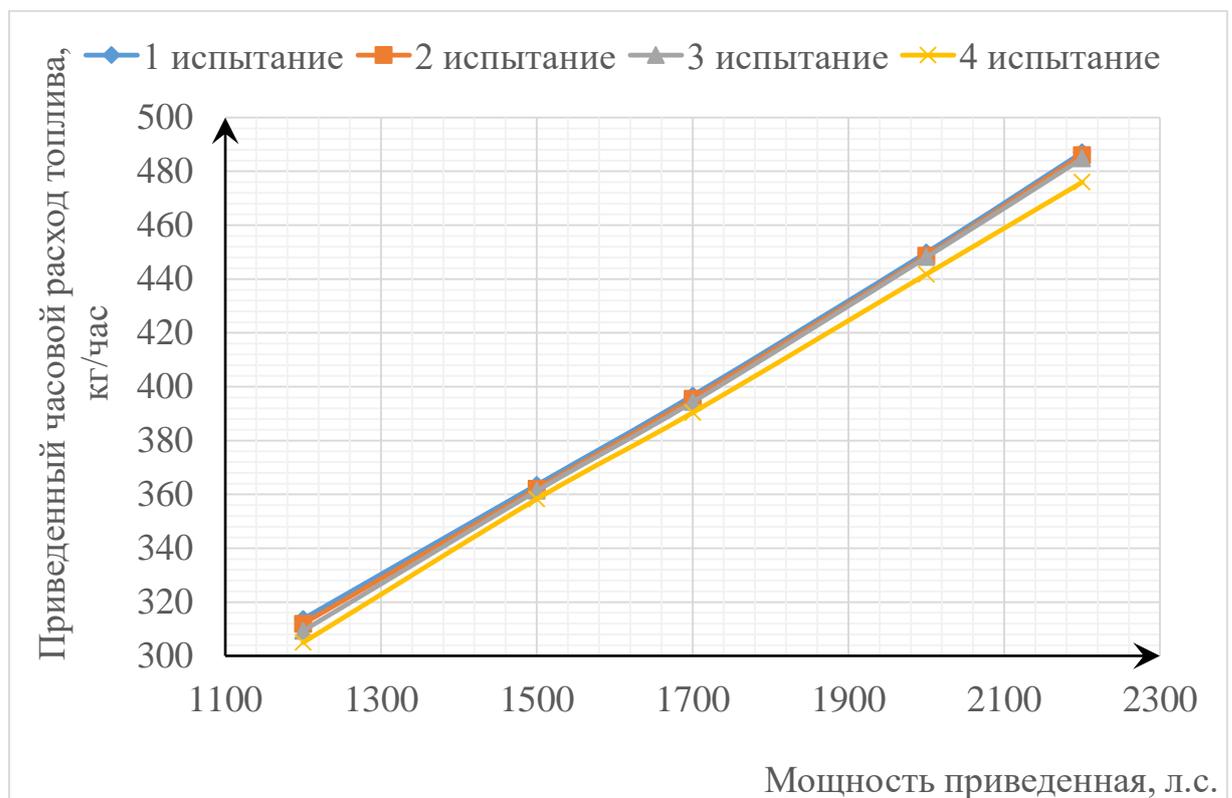


Рисунок 3.17- зависимость приведенного удельного расхода топлива  $G_{г пр}$  от приведенной мощности двигателя  $N_{e пр}$  ТВЗ-117ВМ №7087882000149

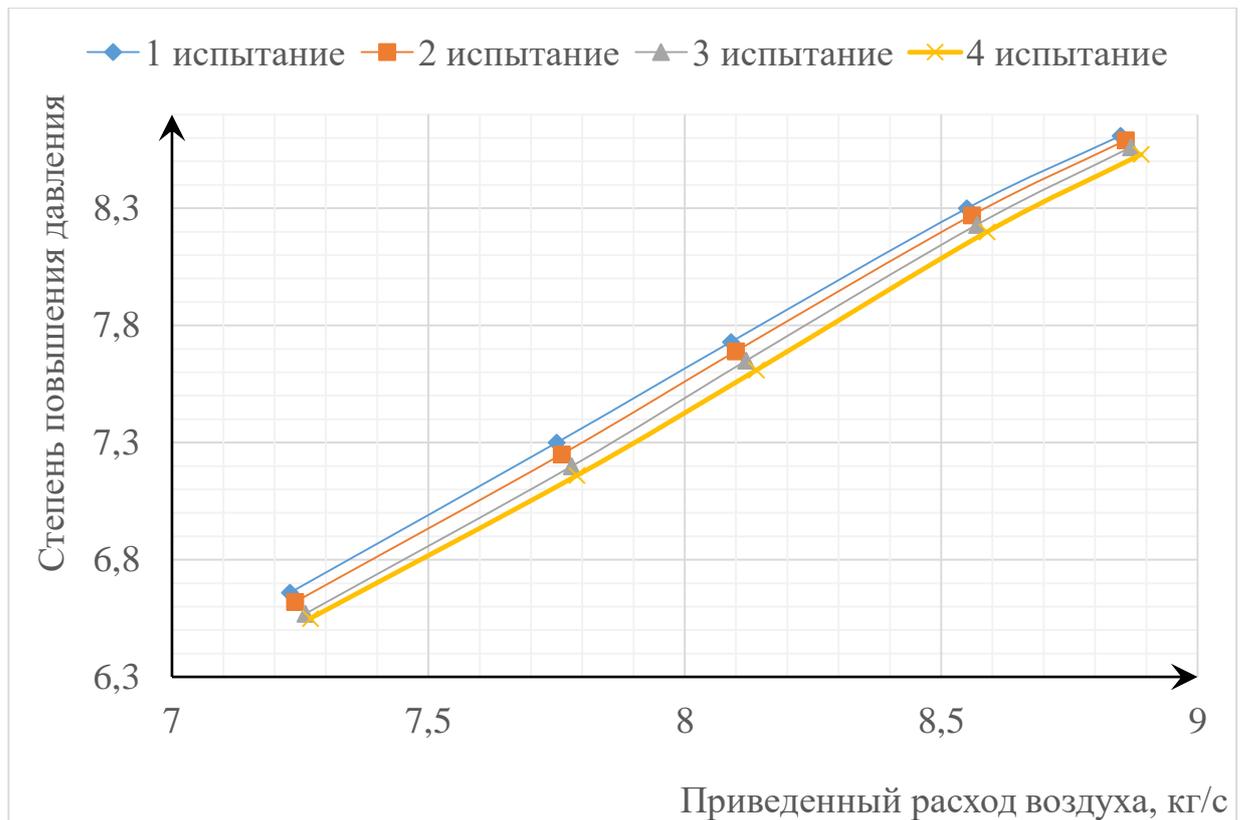


Рисунок 3.18- характеристика компрессора двигателя ТВЗ-117ВМ №7087882000149

По формуле 3.14 подсчитаны относительные приращения параметров работы двигателя ТВЗ-117ВМ №7087882000149, которые сведены в таблицу 3.8.

Таблица 3.8- относительные приращения параметров работы двигателя ТВЗ-117ВМ №7087882000149

Ne <sub>пр</sub> , л.с.	$\delta\pi_k$ , %	$\delta G_{в пр}$ , %	$\delta n_{тк пр}$ , %	$\delta t_{г пр}$ , %	$\delta G_{тпр}$ , %
Относительные приращения параметров между 2 и 1 испытанием					
2200	-0,23	0,11	0,22	1,23	-0,21
2000	-0,36	0,12	0,21	1,51	-0,27
1700	-0,52	0,12	0,24	1,90	-0,30
1500	-0,68	0,13	0,32	2,14	-0,39
1200	-0,60	0,14	0,52	2,48	-0,57
Относительные приращения параметров между 3 и 2 испытанием					
2200	-0,35	0,11	-0,17	-0,08	-0,25
2000	-0,48	0,12	-0,07	-0,11	-0,11
1700	-0,52	0,25	-0,01	-0,15	-0,30
1500	-0,69	0,26	-0,03	-0,20	-0,22
1200	-0,76	0,28	-0,16	-0,31	-0,83

Продолжение таблицы 3.8.

$N_{e_{пр}}$ , л.с.	$\delta\pi_k$ , %	$\delta G_{в пр}$ , %	$\delta n_{тк пр}$ , %	$\delta t_{г пр}$ , %	$\delta G_{тпр}$ , %
Относительные приращения параметров между 4 и 3 испытанием					
2200	-0,35	0,23	0,00	-2,25	-1,82
2000	-0,36	0,23	-0,07	-2,42	-1,41
1700	-0,52	0,25	-0,12	-2,23	-0,99
1500	-0,56	0,13	-0,11	-1,84	-0,83
1200	-0,30	0,14	0,00	-0,75	-1,39

Из рассмотренных выше примеров можно сделать следующие выводы:

- при замене жаровой трубы на жаровую трубу либо I категории, либо II категории, но с общей наработкой меньшей, чем наработка самого двигателя, происходит уменьшение приведенного часового расхода топлива, по сравнению со значениями из первого испытания. Так для двигателя ТВЗ-117ВМ №7087884100062 уменьшение расхода топлива на режиме ЧР произошло на 1,14%, а для II крейсерского- 1,94%; для двигателя ТВЗ-117ВМ №7087882000149 на 1,1% и 1,39% для режимов ЧР и II крейсерского соответственно;

- при замене рабочих лопаток ротора компрессора и замене лопаток НА происходит увеличение приведенного секундного расхода воздуха через компрессор двигателя, а также снижается степень повышения давления в компрессоре. Так для двигателя ТВЗ-117ВМ №7087884100062 увеличение  $G_{в пр}$  на режиме ЧР произошло на 0,33%, а для II крейсерского- 0,40%, уменьшение  $\pi_k^*$  на режиме ЧР на 0,47%, а для II крейсерского- 0,61%;

- при замене рабочих лопаток ротора компрессора и лопаток НА компрессора происходит увеличение приведенного секундного расхода воздуха через компрессор двигателя, а также снижается степень повышения давления в компрессоре. Так для двигателя ТВЗ-117ВМ №7087882000149 увеличение  $G_{в пр}$  на режиме ЧР произошло на 0,11%, а для II крейсерского- 0,28%, уменьшение  $\pi_k^*$  на режиме ЧР на 0,35%, а для II крейсерского- 0,76%.

### 3.5 Взаимное влияние параметров работы двигателя ТВЗ-117ВМ

Коэффициенты взаимного влияния параметров работы двигателя ТВЗ-117ВМ определялись по методике, изложенной в разделе 2. Необходимые для расчета исходные величины получены на основании анализа данных совмещенных приёмо-сдаточных испытаний (таблица 3.4), испытаний двигателей, не прошедших испытание с первого раза (таблица 3.5, 3.7) и из характеристик компрессора и турбин.

Значения полученных исходных коэффициентов взаимного влияния параметров работы двигателя ТВЗ-117ВМ сведены в таблицу 3.9. Коэффициенты влияния первичных параметров на измеряемые, представлены в таблицах 3.10...3.14.

Таблица 3.9- частные коэффициенты взаимного влияния параметров двигателя ТВЗ-117ВМ

Режим работы двигателя	ЧР	Взлет	Номинал	I крейс.	II крейс.
Коэффициенты	Значения				
$K_1$	0,62	0,63	0,65	0,66	0,68
$K_2$	0,52	0,51	0,50	0,49	0,47
$K_3$	0,66	0,66	0,66	0,66	0,66
$K_4$	0,34	0,34	0,34	0,34	0,34
$K_5$	1,85	1,87	1,90	1,92	1,94
$K_6$	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
$K_7$	1,49	1,49	1,49	1,49	1,49
$K_8$	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
$K_9$	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
$K_{10}$	-0,37	-0,33	-0,27	-0,22	-0,19
$K_{11}$	0,73	0,69	0,56	0,41	0,39
$\bar{K}$	-0,70	-0,74	-0,81	-0,92	-0,95
$K_z$	1,12	1,12	1,12	1,12	1,12
$K_y$	-0,23	-0,24	-0,27	-0,30	-0,31

Продолжение таблицы 3.9

Режим работы двигателя	ЧР	Взлет	Номинал	I крейс.	II крейс.
Коэффициенты	Значения				
$K_x$	0,09	0,09	0,08	0,07	0,07
$K_L$	-0,11	-0,06	0,09	0,25	0,29
$K_n$	-0,05	-0,03	0,04	0,11	0,13
$K_T$	-0,63	-0,64	-0,68	-0,73	-0,75
$K_m$	0,17	0,17	0,17	0,17	0,17
$K_s$	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
$K_a$	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
$K_b$	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
$K_c$	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
$K_d$	-0,39	-0,41	-0,46	-0,51	-0,54
$K_f$	-0,70	-0,74	-0,81	-0,92	-0,95

Таблица 3.10- коэффициенты взаимного влияния параметров двигателя ТВ3-117ВМ на режиме работы ЧР

Вторичные параметры	Первичные параметры						
	$\delta\sigma_{вх}$	$\delta\sigma_{Г}$	$\delta\sigma_{с}$	$\delta\eta_{к}$	$\delta\eta_{тк}^*$	$\delta F_{caI}$	$\delta F_{caIII}$
$\delta\pi_{тк}^*$	0,00	0,00	0,00	0,00	0,19	-1,12	1,12
$\delta\pi_{к}^*$	0,00	-0,70	0,00	-0,35	-0,39	-0,44	-0,26
$\delta\pi_{\Sigma}$	1,00	0,30	0,00	-0,35	-0,58	0,68	-1,38
$\delta G_{в}$	1,00	0,26	0,00	0,13	0,14	0,16	0,09
$\delta T_{к}^*$	0,00	0,04	0,00	-0,50	0,02	0,03	0,02
$\delta T_{Г}^*$	0,00	0,08	0,00	-0,96	-1,08	0,79	-0,71
$\delta G_{Т}$	1,00	-1,67	0,00	-1,67	-1,87	1,60	0,17

Таблица 3.11- коэффициенты взаимного влияния параметров двигателя ТВЗ-117ВМ на режиме работы Взлет

Вторичные параметры	Первичные параметры						
	$\delta\sigma_{ВХ}$	$\delta\sigma_{Г}$	$\delta\sigma_{С}$	$\delta\eta_{К}$	$\delta\eta_{ТК}^*$	$\delta F_{Ca}$	$\delta F_{CaIII}$
$\delta\pi_{ТК}^*$	0,00	0,00	0,00	0,00	0,19	-1,12	1,12
$\delta\pi_{К}^*$	0,00	-0,74	0,00	-0,37	-0,41	-0,47	-0,27
$\delta\pi_{\Sigma}$	1,00	0,26	0,00	-0,37	-0,60	0,66	-1,40
$\delta G_{В}$	1,00	0,24	0,00	0,12	0,13	0,15	0,09
$\delta T_{К}^*$	0,00	0,02	0,00	-0,50	0,01	0,02	0,01
$\delta T_{Г}^*$	0,00	0,05	0,00	-0,98	-1,10	0,77	-0,72
$\delta G_{Т}$	1,00	-1,72	0,00	-1,72	-1,93	1,57	0,17

Таблица 3.12- коэффициенты взаимного влияния параметров двигателя ТВЗ-117ВМ на режиме работы Номинальный

Вторичные параметры	Первичные параметры						
	$\delta\sigma_{ВХ}$	$\delta\sigma_{Г}$	$\delta\sigma_{С}$	$\delta\eta_{К}$	$\delta\eta_{ТК}^*$	$\delta F_{Ca}$	$\delta F_{CaIII}$
$\delta\pi_{ТК}^*$	0,00	0,00	0,00	0,00	0,19	-1,12	1,12
$\delta\pi_{К}^*$	0,00	-0,81	0,00	-0,41	-0,46	-0,51	-0,30
$\delta\pi_{\Sigma}$	1,00	0,19	0,00	-0,41	-0,64	0,61	-1,42
$\delta G_{В}$	1,00	0,22	0,00	0,11	0,13	0,14	0,08
$\delta T_{К}^*$	0,00	-0,03	0,00	-0,51	-0,02	-0,02	-0,01
$\delta T_{Г}^*$	0,00	-0,07	0,00	-1,04	-1,16	0,69	-0,76
$\delta G_{Т}$	1,00	-1,84	0,00	-1,84	-2,07	1,48	0,20

Таблица 3.13- коэффициенты взаимного влияния параметров двигателя ТВЗ-117ВМ на режиме работы I крейсерский

Вторичные параметры	Первичные параметры						
	$\delta\sigma_{\text{ВХ}}$	$\delta\sigma_{\text{Г}}$	$\delta\sigma_{\text{С}}$	$\delta\eta_{\text{К}}$	$\delta\eta_{\text{ТК}}^*$	$\delta F_{\text{сa}}$	$\delta F_{\text{сaIII}}$
$\delta\pi_{\text{ТК}}^*$	0,00	0,00	0,00	0,00	0,19	-1,12	1,12
$\delta\pi_{\text{К}}^*$	0,00	-0,92	0,00	-0,46	-0,51	-0,58	-0,34
$\delta\pi_{\Sigma}$	1,00	0,08	0,00	-0,46	-0,70	0,55	-1,46
$\delta G_{\text{В}}$	1,00	0,20	0,00	0,10	0,11	0,12	0,07
$\delta T_{\text{К}}^*$	0,00	-0,11	0,00	-0,54	-0,06	-0,07	-0,04
$\delta T_{\text{Г}}^*$	0,00	-0,23	0,00	-1,11	-1,25	0,59	-0,82
$\delta G_{\text{Т}}$	1,00	-1,99	0,00	-1,99	-2,23	1,33	0,24

Таблица 3.14- коэффициенты взаимного влияния параметров двигателя ТВЗ-117ВМ на режиме работы II крейсерский

Вторичные параметры	Первичные параметры						
	$\delta\sigma_{\text{ВХ}}$	$\delta\sigma_{\text{Г}}$	$\delta\sigma_{\text{С}}$	$\delta\eta_{\text{К}}$	$\delta\eta_{\text{ТК}}^*$	$\delta F_{\text{сa}}$	$\delta F_{\text{сaIII}}$
$\delta\pi_{\text{ТК}}^*$	0,00	0,00	0,00	0,00	0,19	-1,12	1,12
$\delta\pi_{\text{К}}^*$	0,00	-0,95	0,00	-0,48	-0,54	-0,60	-0,35
$\delta\pi_{\Sigma}$	1,00	0,05	0,00	-0,48	-0,72	0,52	-1,47
$\delta G_{\text{В}}$	1,00	0,18	0,00	0,09	0,10	0,12	0,07
$\delta T_{\text{К}}^*$	0,00	-0,13	0,00	-0,53	-0,07	-0,08	-0,05
$\delta T_{\text{Г}}^*$	0,00	-0,27	0,00	-1,14	-1,28	0,56	-0,84
$\delta G_{\text{Т}}$	1,00	0,00	0,00	-2,06	-2,31	1,29	0,25

### 3.6 Методика исследования и восстановления двигателя ТВЗ-117ВМ

На основании анализа результатов совмещенных приёмо-сдаточных испытаний двигателей ТВЗ-117ВМ, стендовых испытаний двигателей, у которых во время испытаний возникал дефект «Повышенная температура газов за камерой сгорания», а также на основании разработанной математической модели газотурбинного двигателя со свободной турбиной, найденных частных коэффициентов взаимного влияния параметров работы двигателя и на основании матриц взаимного влияния параметров разработана следующая методика по устранению выше указанного дефекта:

1. Выполнить тщательный анализ дела ремонта исследуемого двигателя, выполнить анализ протокола испытания. По формуле (3.14) посчитать фактическое превышение температуры газов за камерой сгорания  $\delta T_{\Gamma}^{*\Phi}$  относительно максимально допустимой температуры согласно РКР на всех режимах работы двигателя;

2. По формуле (3.14) посчитать относительное отклонение приведенного часового расхода топлива на всех режимах работы двигателя. Фактическое значение расхода брать из протокола испытания исследуемого двигателя, а среднестатистическую величину брать из таблицы 3.4:

2.1 В случае, если величина относительного отклонения больше 2%, то произвести замену жаровой трубы двигателя на жаровую трубу I категории, либо на ЖТ II категории с наработкой меньшей, чем наработка исследуемого двигателя, либо на ЖТ II категории, на которой выполнялось меньшее количество ремонтных операций;

2.2 В случае, если величина относительного отклонения менее 2%, то замена жаровой трубы не требуется;

3. Выполнить осмотр карты измерения площади проходного сечения СА III ступени. По данной карте выполнить оценку возможности увеличения площади проходного сечения СА III ступени:

3.1 В случае, если возможность увеличения присутствует, то выполнить подсчет по формуле (3.14) относительного приращения площади проходного сечения  $\delta F_{caIII}$ . По формуле (2.9) подсчитать относительное отклонение температуры газов за камерой сгорания  $\delta T_{\Gamma}^{*M}$  на всех режимах работы двигателя, пользуясь таблицами 3.10...3.14. Найденные значения отклонения температуры  $\delta T_{\Gamma}^{*M}$  на всех режимах работы сравнить с найденным в пункте 1 превышением температуры относительно максимально допустимой  $\delta T_{\Gamma}^{*Ф}$ . В случае если  $\delta T_{\Gamma}^{*M}$  больше, чем  $\delta T_{\Gamma}^{*Ф}$ , то в мероприятиях по восстановлению двигателя заложить разборку двигателя до СА III ступени, увеличение площади проходного сечения СА III ступени, сборку двигателя согласно РКР и его отправку на испытание, учитывая пункт №2 настоящей методики. В случае если  $\delta T_{\Gamma}^{*M}$  меньше, чем  $\delta T_{\Gamma}^{*Ф}$ , то выполнять следующие пункты настоящей методики;

3.2 В случае, если возможности увеличения площади проходного сечения СА III ступени нет, то выполнять следующие пункты настоящей методики;

4. Выполнить осмотр карты измерения площади проходного сечения СА I ступени. По данной карте выполнить оценку возможности уменьшения площади проходного сечения СА I ступени:

4.1 В случае, если возможность уменьшения присутствует, то выполнить подсчет по формуле (3.14) относительного приращения площади проходного сечения  $\delta F_{caIII}$ . По формуле (2.9) подсчитать относительное отклонение температуры газов за камерой сгорания  $\delta T_{\Gamma}^{*M}$  на всех режимах работы двигателя, пользуясь таблицами 3.10...3.14. Найденные значения отклонения температуры  $\delta T_{\Gamma}^{*M}$  на всех режимах работы сравнить с найденным в пункте 1 превышением температуры относительно максимально допустимой  $\delta T_{\Gamma}^{*Ф}$ . В случае если  $\delta T_{\Gamma}^{*M}$  больше, чем  $\delta T_{\Gamma}^{*Ф}$ , то в мероприятиях по восстановлению двигателя заложить разборку двигателя до СА I ступени, уменьшение площади проходного сечения СА I ступени, сборку двигателя

согласно РКР и его отправку на испытание, учитывая пункт №2 настоящей методики. В случае если  $\delta T_{\Gamma}^{*M}$  меньше, чем  $\delta T_{\Gamma}^{*\Phi}$ , то:

4.1.1 Если есть возможность увеличения площади проходного сечения СА III ступени, то по формуле (2.9) подсчитать суммарное относительное отклонение температуры газов за камерой сгорания  $\delta T_{\Gamma}^{*M\Sigma}$  на всех режимах работы двигателя, пользуясь таблицами 3.10...3.14. Найденные значения суммарного отклонения температуры  $\delta T_{\Gamma}^{*M\Sigma}$  на всех режимах работы сравнить с найденным в пункте 1 превышением температуры относительно максимально допустимой  $\delta T_{\Gamma}^{*\Phi}$ . В случае если  $\delta T_{\Gamma}^{*M\Sigma}$  больше, чем  $\delta T_{\Gamma}^{*\Phi}$ , то в мероприятиях по восстановлению двигателя заложить разборку двигателя до СА I ступени, уменьшение площади проходного сечения СА I ступени и увеличение площади проходного сечения СА III ступени, сборку двигателя согласно РКР и его отправку на испытание, учитывая пункт №2 настоящей методики. В случае если  $\delta T_{\Gamma}^{*M\Sigma}$  меньше, чем  $\delta T_{\Gamma}^{*\Phi}$ , то выполнять следующие пункты настоящей методики;

4.1.2 Если нет возможности увеличения площади проходного сечения СА III ступени, то выполнять следующие пункты настоящей методики;

4.2 В случае, если возможности уменьшения площади проходного сечения СА I ступени нет, то выполнять следующие пункты настоящей методики;

5. Выполнить анализ узла компрессора и узла турбины компрессора. Выполнить вычисление отклонения КПД компрессора  $\delta \eta_{\kappa}$  и КПД турбины компрессора  $\delta \eta_{\text{ТК}}^*$  относительно отклонений  $\delta p_{\kappa}^*$ ,  $\delta G_{\text{В}}$ ,  $\delta T_{\Gamma}^*$ ,  $\delta G_{\text{Т}}$  по следующим общим формулам [16] для каждого режима работы двигателя:

$$\delta \eta_{\kappa} = \frac{\sum_{i=1}^4 a_{i\eta_{\text{ТК}}}^2 \sum_{i=1}^4 (a_{i\eta_{\kappa}} \delta y_i) - \sum_{i=1}^4 (a_{i\eta_{\kappa}} a_{i\eta_{\text{ТК}}}^*) \sum_{i=4}^4 (a_{i\eta_{\text{ТК}}}^* \delta y_i)}{\sum_{i=1}^4 a_{i\eta_{\kappa}}^2 \sum_{i=1}^4 a_{i\eta_{\text{ТК}}}^2 - (\sum_{i=1}^4 (a_{i\eta_{\kappa}} a_{i\eta_{\text{ТК}}}^*))^2} \quad (3.15)$$

$$\delta \eta_{\text{ТК}}^* = \frac{\sum_{i=1}^4 a_{i\eta_{\kappa}}^2 \sum_{i=1}^4 (a_{i\eta_{\text{ТК}}}^* \delta y_i) - \sum_{i=1}^4 (a_{i\eta_{\kappa}} a_{i\eta_{\text{ТК}}}^*) \sum_{i=4}^4 (a_{i\eta_{\kappa}} \delta y_i)}{\sum_{i=1}^4 a_{i\eta_{\kappa}}^2 \sum_{i=1}^4 a_{i\eta_{\text{ТК}}}^2 - (\sum_{i=1}^4 (a_{i\eta_{\kappa}} a_{i\eta_{\text{ТК}}}^*))^2} \quad (3.16)$$

где  $a_{i\eta_k}$ ,  $a_{i\eta_{TK}^*}$  - коэффициенты влияния КПД компрессора и КПД турбины компрессора на  $i$ -ый параметр;

$\delta y_i$  - найденное при обработке протокола испытания отклонение  $i$ -ого параметра;

6. По формуле (2.9) вычислить  $\delta\pi_k^{*M}$ ,  $\delta G_B^M$ ,  $\delta T_\Gamma^{*M}$ ,  $\delta G_T^M$  для каждого режима работы двигателя, подставив в уравнения найденные в пункте №5 настоящей методики значения  $\delta\eta_k$  и  $\delta\eta_{TK}^*$ ;

7. Вычислить для узла компрессора и узла турбины компрессора значение «невязки» по следующей формуле для каждого режима работы двигателя:

$$H_i = (\delta\pi_k^* - \delta\pi_k^{*M})^2 + (\delta G_B - \delta G_B^M)^2 + (\delta T_\Gamma^* - \delta T_\Gamma^{*M})^2 + (\delta G_T - \delta G_T^M)^2 \quad (3.17)$$

где  $\delta\pi_k^*$ ,  $\delta G_B$ ,  $\delta T_\Gamma^*$ ,  $\delta G_T$  - значения отклонений параметров по результатам испытаний от среднего значения;

$\delta\pi_k^{*M}$ ,  $\delta G_B^M$ ,  $\delta T_\Gamma^{*M}$ ,  $\delta G_T^M$  - значения отклонений параметров, рассчитанные по математической модели.

Выполнить сравнение значений «невязки» КПД компрессора со значением «невязки» КПД турбины компрессора:

7.1 В случае, если значение «невязки» КПД турбины компрессора меньше значения «невязки» КПД компрессора, то выполнить анализ карт ремонта рабочих лопаток ротора турбины компрессора:

7.1.1 При наличии установленных рабочих лопаток по ПТР, то принять решение о замене данных лопаток в необходимом количестве. Далее, с учетом пунктов №2, 3, 4 настоящей методики, разработать требуемые мероприятия по восстановлению двигателя с последующей отправкой его на испытание;

7.1.2 В случае, если отсутствуют установленные рабочие лопатки по ПТР, то выполнять следующие пункты настоящей методики;

7.2 В случае, если значение «невязки» КПД турбины компрессора больше значения «невязки» КПД компрессора, то выполнить анализ карт ремонта рабочих лопаток ротора компрессора и лопаток НА компрессора:

7.2.1 При наличии установленных рабочих лопаток, восстановленных методом наплавки, либо с занижениями сверх допуска по РКР, а также при наличии лопаток НА с радиальными зазорами сверх допуска РКР, принять решение о замене данных лопаток в необходимом количестве. Далее, с учетом пунктов №2, 3, 4 настоящей методики, разработать требуемые мероприятия по восстановлению двигателя с последующей отправкой его на испытание;

7.2.2 При отсутствии установленных рабочих лопаток, восстановленных методом наплавки, либо с занижениями сверх допуска по РКР, а также при отсутствии лопаток НА с радиальными зазорами сверх допуска РКР, выполнять следующие пункты настоящей методики;

8. Разработать комплексные мероприятия, направленные на улучшение характеристик узла компрессора, камеры сгорания, узла турбины компрессора, выполнить разборку двигателя для выполнения запланированных мероприятий, собрать двигатель согласно РКР и отправить его на испытание.

При повторном снятии двигателя с испытания по дефекту «Повышенная температура газов за камерой сгорания», повторить все пункты настоящей методики. Только в пунктах, где упоминались средние значения, использовать уже значения предыдущего испытания.

Для более наглядного представления настоящая методика разработана в виде блок-схемы, которая представлена в приложении А.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В выпускной квалификационной работе рассмотрены основные этапы капитального ремонта газотурбинного двигателя ТВЗ-117ВМ, основной упор сделан на окончательный этап ремонта, т.е. на испытание двигателя. Испытание проводится с целью подтверждения соответствия всех параметров работы требованиям руководства по капитальному ремонту изделия. В процессе испытания двигателя в некоторых случаях возникают дефекты, из-за чего двигатели досрочно снимаются с испытаний. В таких случаях возникает необходимость проведения исследования и восстановления данного изделия, с целью устранения выявленного несоответствия.

На примере вертолетного двигателя ТВЗ-117ВМ, согласно статистике отремонтированных за год изделий, около 17% снимаются с испытаний. Из наиболее часто встречающихся дефектов выделяется дефект «Повышенная температура газов за камерой сгорания». Поэтому в данной работе он был более тщательно рассмотрен.

На практике, мероприятия, направленные на устранение повышенной температуры, разрабатываются на основании тщательного анализа дела ремонта данного двигателя. Однако данный метод не всегда дает положительные результаты, так одни и те же мероприятия по-разному влияют на работу двигателя. Имеются случаи, когда двигатели проходят испытания с третьего или четвертого раза.

В результате проведенного исследования выполнено следующее:

- проанализированы методы диагностики авиационных двигателей по термогазодинамическим параметрам. В результате чего было принято решение проводить исследование по методу трендов отклонений и методом линейных диагностических матриц;

- проанализирована совместная работа узлов газотурбинного двигателя со свободной турбиной. Разработана математическая модель газотурбинного

двигателя со свободной турбиной на основе системы уравнений, описывающей процессы, протекающие в основных элементах двигателя. Полученную систему уравнений преобразовали методом малых отклонений;

- на основании разработанной математической модели определены частные коэффициенты взаимного влияния параметров работы двигателя, составлены матрицы взаимного влияния параметров;

- разработана методика по обоснованию мероприятий по устранению дефекта «Повышенная температура газов за камерой сгорания» вертолетного двигателя на основе анализа термогазодинамических параметров.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1 Багданов, А.Д. Турбовальный двигатель ТВЗ-117ВМ (Конструкция и техническое обслуживание) [Текст]: учебное пособие/ А.Д. Багданов, Н.П. Калинин, А.И. Кривко. – Москва : Воздушный транспорт, 2000. – 392 с.

2 Григорьева, В.А. Испытания и обеспечение надежности авиационных ГТД и энергетических [Текст]: краткий курс лекций/ В.А. Григорьева. – Самара: Изд. СГАУ, 2011. – 112 с.

3 Ахмедзянов, А.М. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам [Текст]/ А.М. Ахмедзянов, Н.Г. Дубравский, А.П. Тунаков. – М.: Машиностроение, 1983. – 206 с.

4 Мокроус, М.Ф. Применение методов диагностической обработки и анализа термогазодинамических параметров при стендовых испытаниях авиационных ГТД [Текст]: Межвузовский сборник научных трудов «Испытания авиационных двигателей». Т. 5. Уфа: УАИ, 1977. С. 29-34.

5 Теория двухконтурных турбореактивных двигателей [Текст]/ В.П. Деменченков, Л.Н. Дружинин, А.Л. Пархомов [и др.]; под ред. Д-ра техн. наук, проф. С.М. Шляхтенко, д-ра техн. наук, проф. В.А. Сосунова. – М.: Машиностроение, 1979. – 432 с.

6 Тунаков, А.П. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей [Текст]/ А.П. Тунаков. – М.: Машиностроение, 1979. – 184 с.

7 Янкин, В.И. Система программ для расчета характеристик ВРД на ЭЦВМ [Текст]/ В.И. Янкин. – М.: Машиностроение, 1976. – 168 с.

8 Морозов, К.Е. Математическое моделирование в научном познании [Текст]/ К.Е. Морозов. – М.: Мысль, 1969. – 212 с.

9 Черкез, А.Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей [Текст]/ А.Я. Черкез. – М.: Машиностроение, 1965. - 380 с.

10 Епишев, Н.И. Исследование характеристик и параметрическая диагностика авиационных ГТД, работающих в наземных условиях [Текст]: дисс. канд. тех. наук: 05.07.07: защищена 17.01.83: утв. 17.01.83/Епишев Николай Иванович. – К., 1983. – 204 с. – 62970363033

11 Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов [Текст]: Управление ВРД/ Ю.С. Белкин, Л.Н. Гецов, Ю.В. Ковчич и др.; под ред. Д-ра техн. наук, проф. А.А. Шевякова. – М.: Машиностроение, 1976. – 344 с.

12 Холщевников, К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин [Текст]/ К.В. Холщевников. – М.: Машиностроение, 1970. – 612 с.

13 Абрамович, Г.Н. Прикладная газовая динамика [Текст]/ Г.Н. Абрамович. – М.: Наука, 1969. – 824 с.

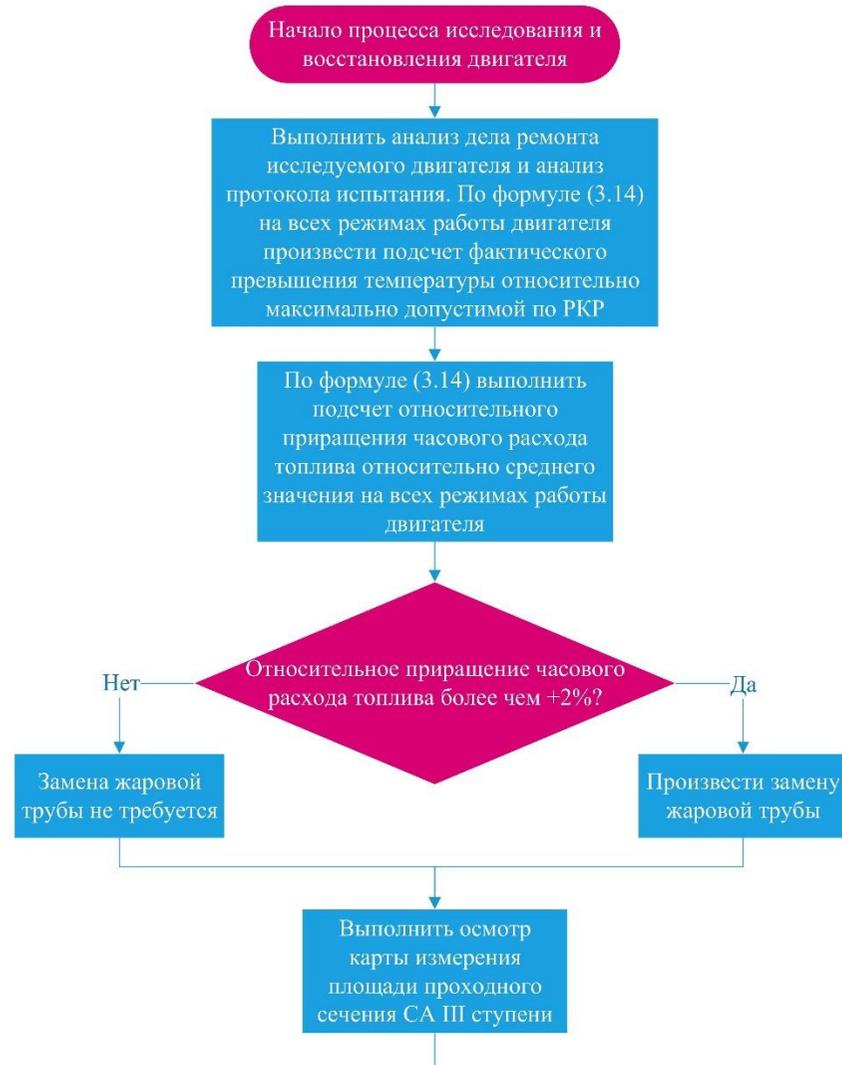
14 Белоусов, А.Н. Проектный термогазодинамический расчет основных параметров авиационных лопаточных машин [Текст]/А.Н. Белоусов, Н.Ф. Мусаткин, В.М. Радько, В.С. Кузьмичев. – Самара: СГАУ, 2006. - 316 с.

15 Солохин, Э.Л. Испытание воздушно-реактивных двигателей [Текст]: учебник для вузов по специальности «Авиационные двигатели»/ Э.Л. Солохин. – М.: Машиностроение, 1975. – 356 с.

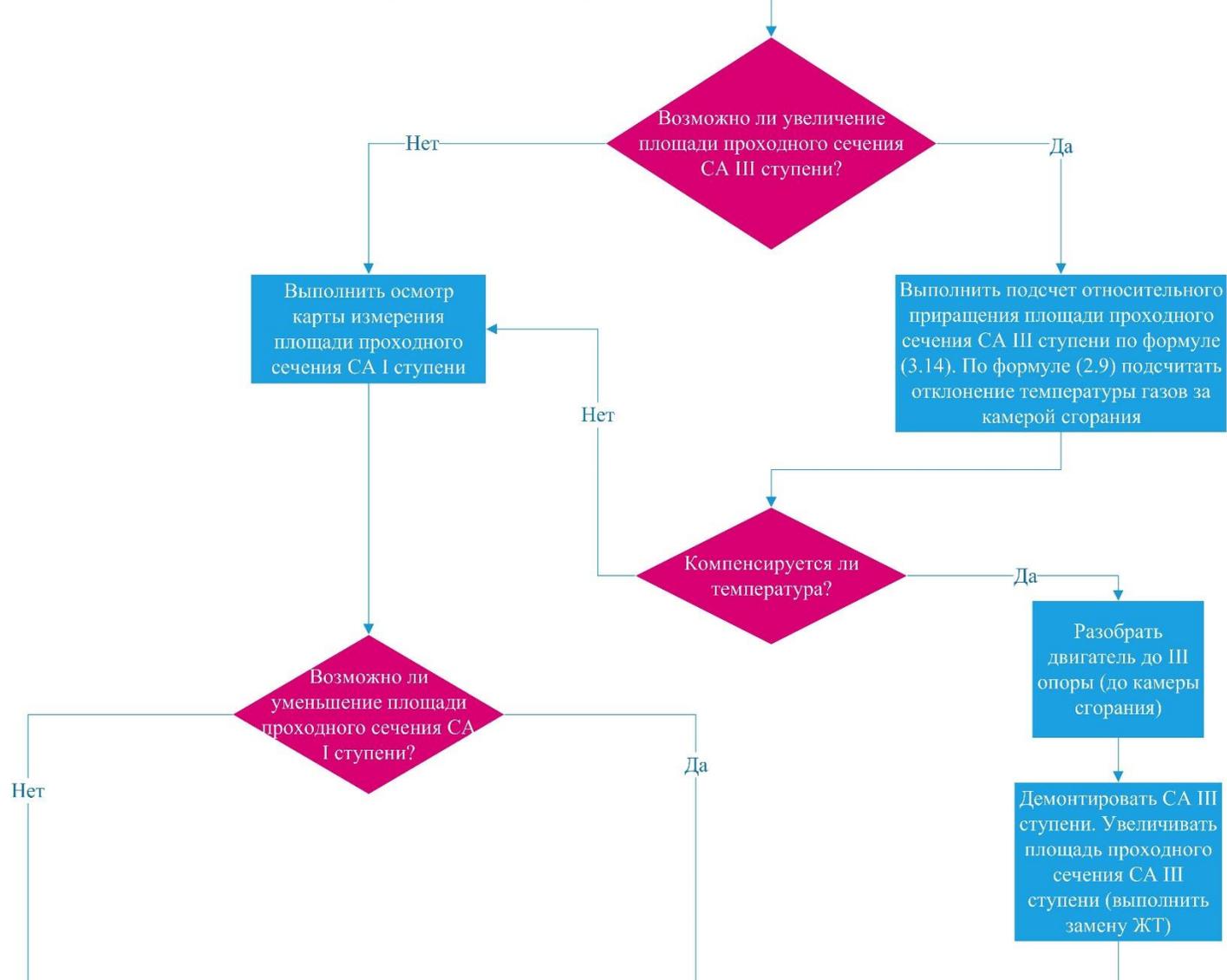
16 Епишев, Н.И. Техническое диагностирование ГТД по термогазодинамическим параметрам [Текст]: методические указания/ Н.И. Епишев, В.А. Кочуров. – Куйбышев, 1990. – 20 с.

## ПРИЛОЖЕНИЕ А

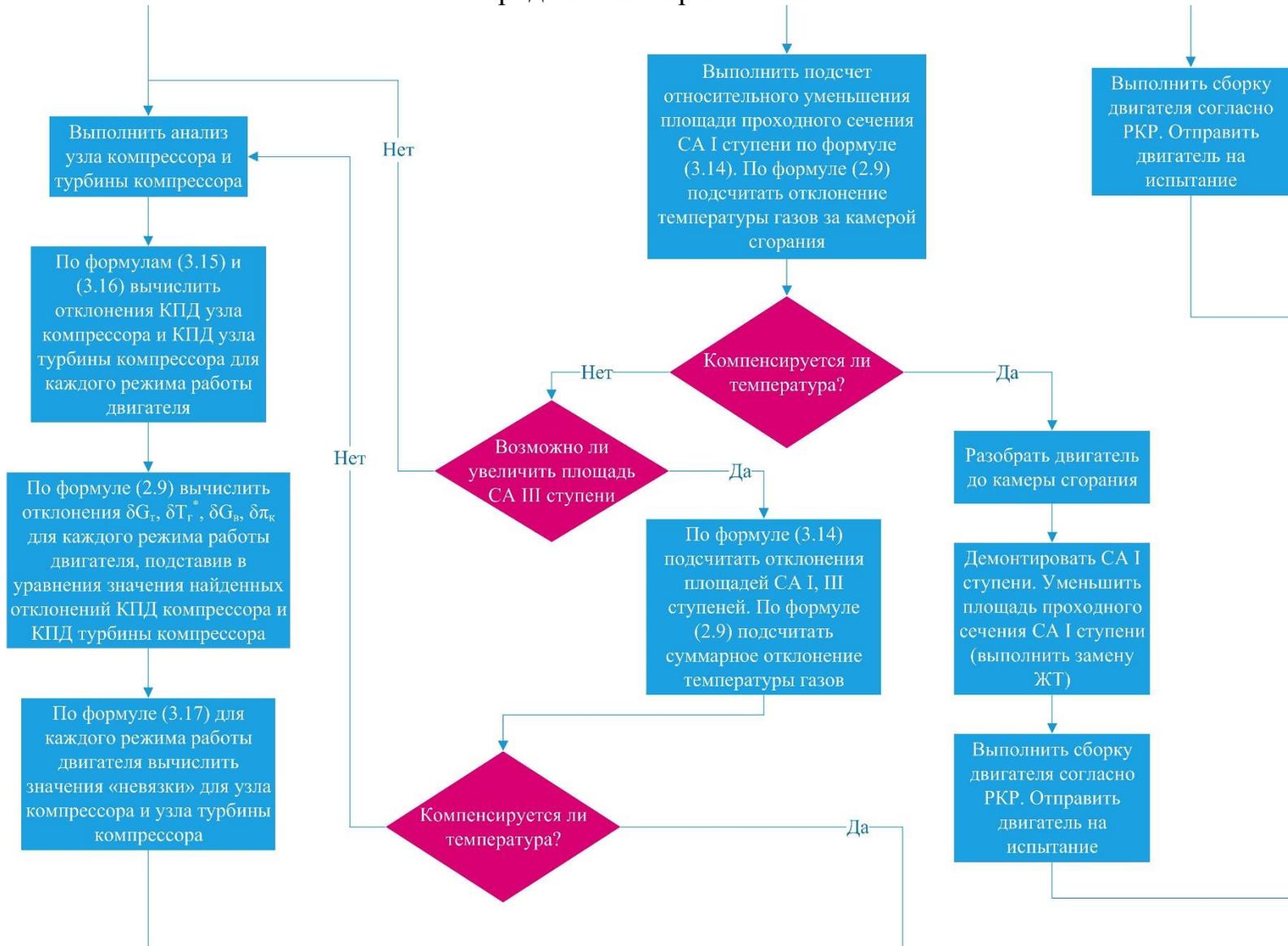
### Блок-схема процесса исследования и восстановления двигателя ТВЗ-117ВМ



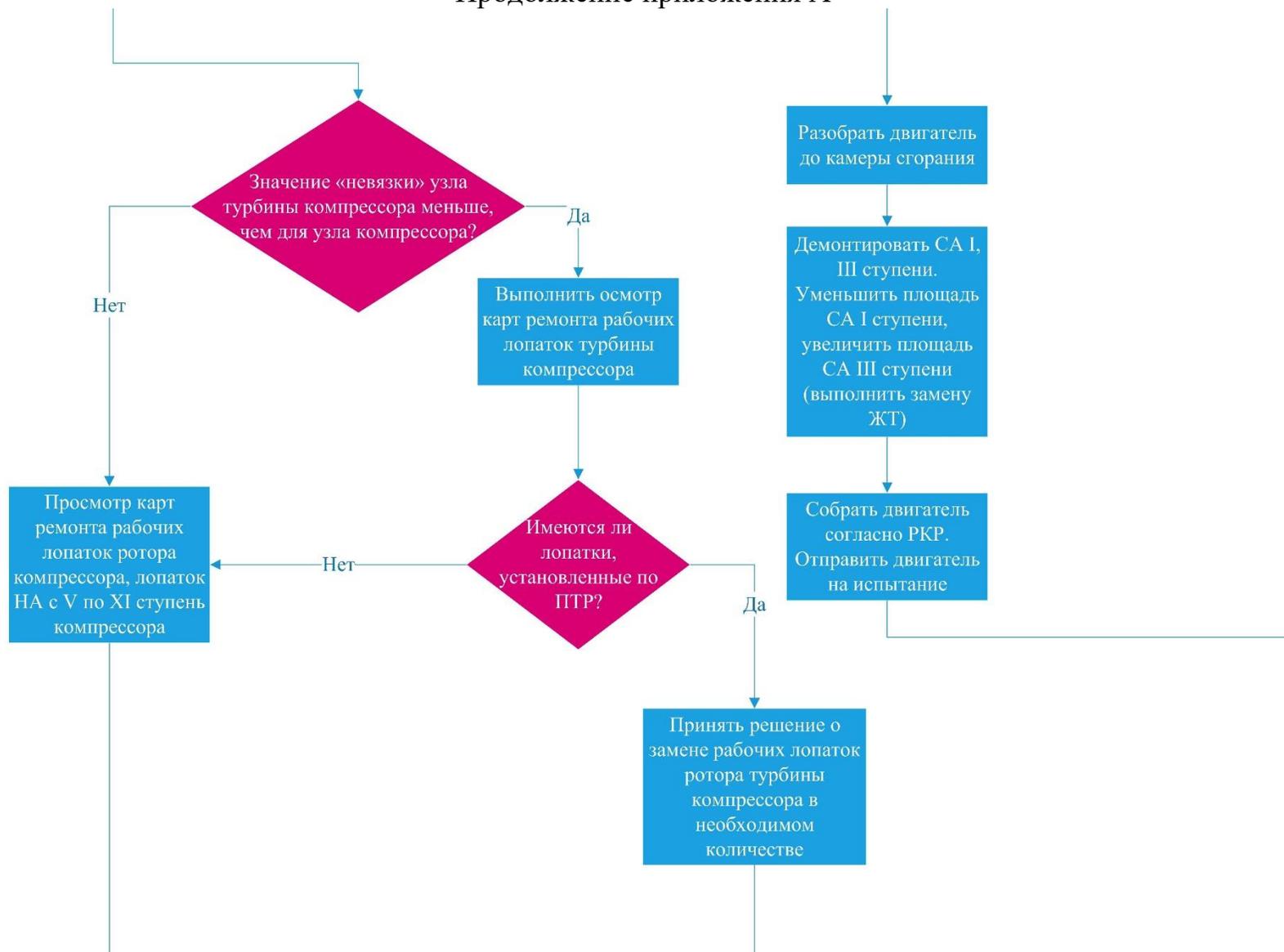
## Продолжение приложения А



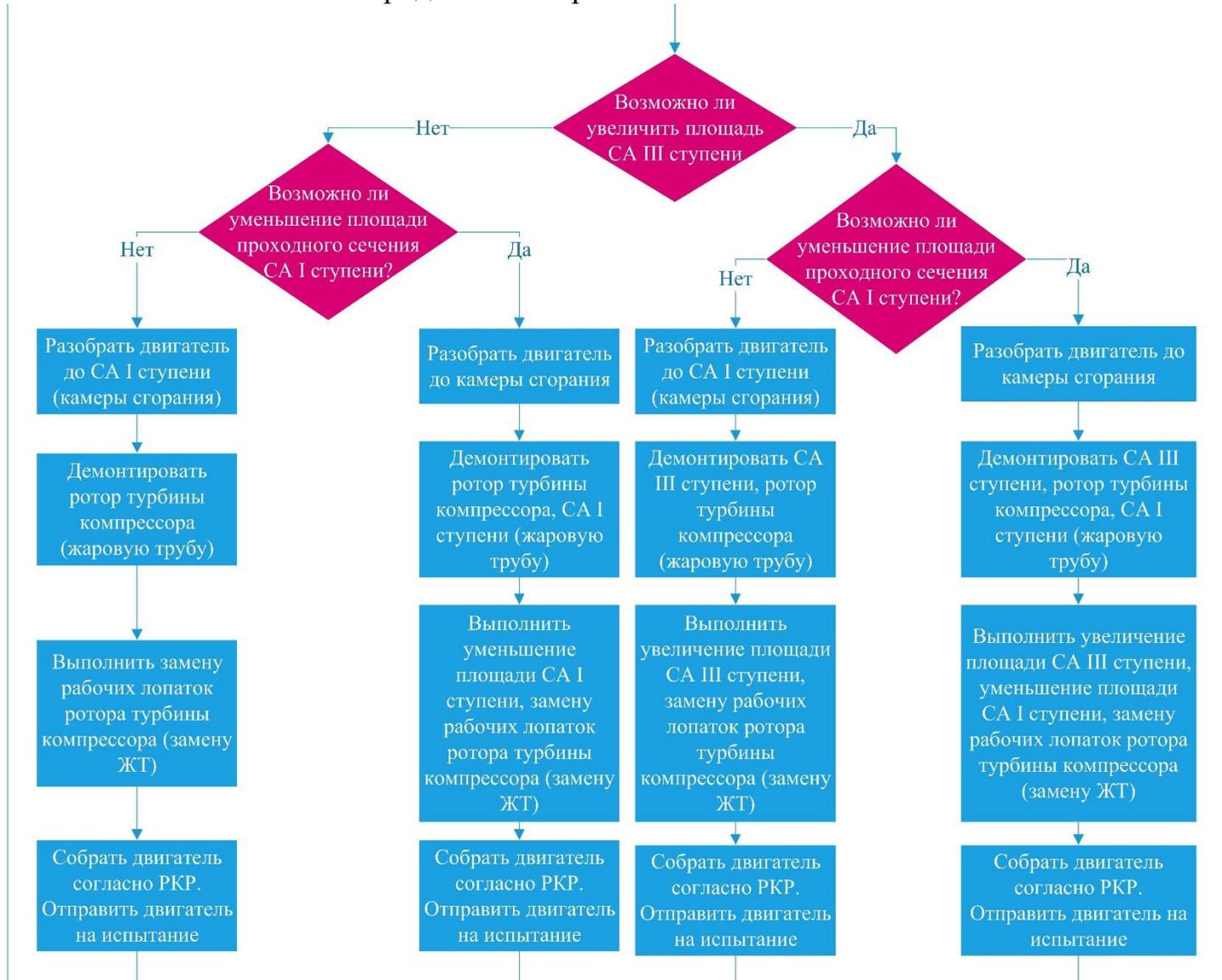
### Продолжение приложения А



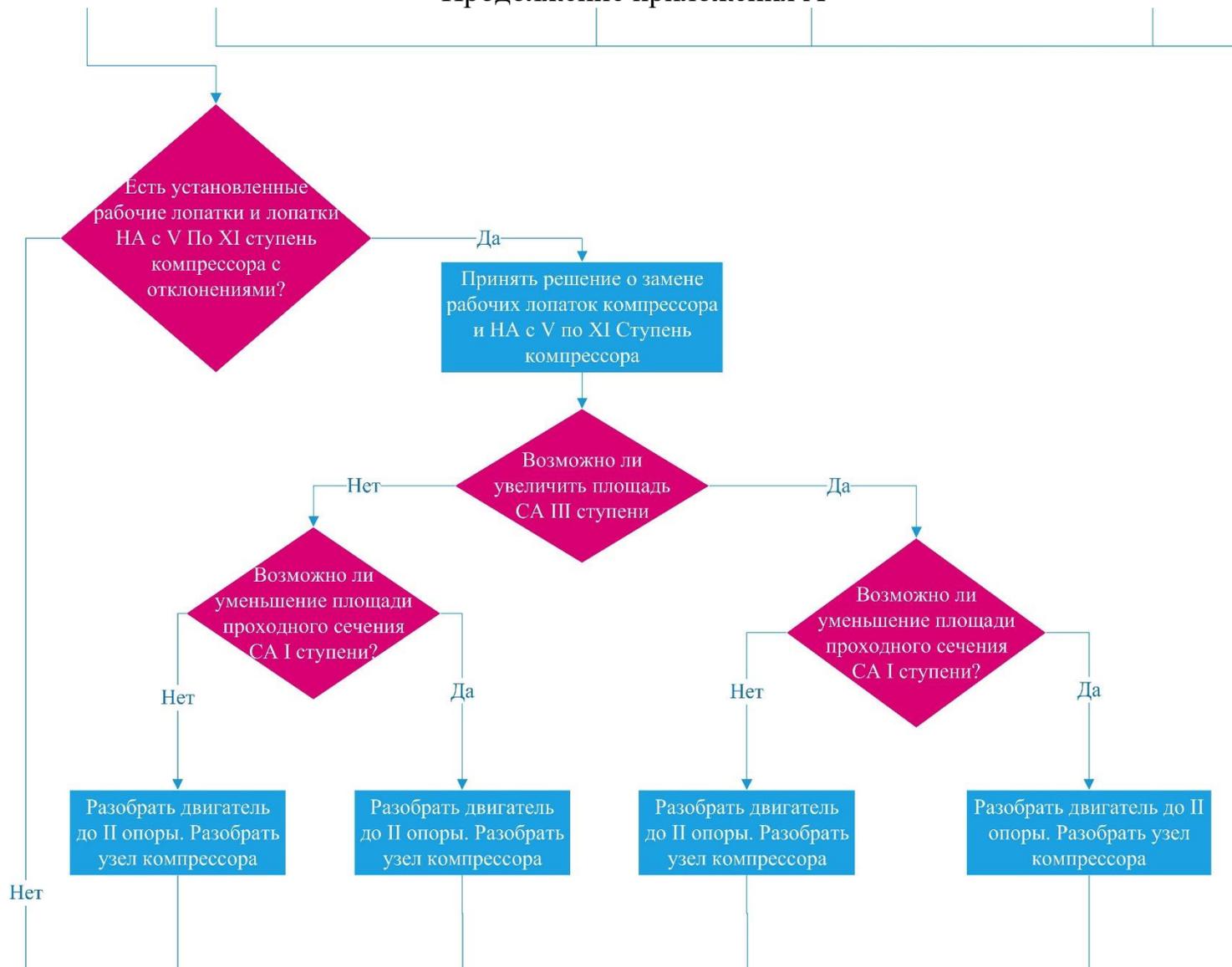
### Продолжение приложения А



## Продолжение приложения А



Продолжение приложения А



## Окончание приложения А

