

РАЗРАБОТКА КРИТЕРИЯ ДЛЯ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ РАЗРУШЕНИЯ ВАЛА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ТРДД

Лещенко И.А., Кикоть Н.В., Буров М.Н.

ПАО «ОДК-Сатурн»

igor.leshchenko@yandex.ru

Аннотация

Проведено исследование динамики роторов двухконтурного двигателя при разрушении вала низкого давления. Сформирован критерий, по которому цифровая система автоматического управления диагностирует разрушение вала и формирует сигнал на аварийное выключение двигателя. Критерий определяется по значениям штатно измеряемых параметров двигателя. Работоспособность критерия оценена путем математического моделирования динамических процессов в двигателе в широком диапазоне режимов полета и работы.

Введение

Одним из опасных отказов ТРДД является разрушение (обрыв) вала низкого давления (НД), имеющего относительно малый диаметр. Такой отказ приводит к нарушению кинематической связи между вентилятором и приводящей его турбиной низкого давления. Без загрузки со стороны вентилятора турбина низкого давления (ТНД) стремительно ускоряется до частот вращения, приводящих к разрушению ее диска (дисков). Требования по непробиваемости корпуса тяжелыми фрагментами дисков для авиационных двигателей труднореализуемо, поэтому требуется не допустить раскрутки ротора ТНД до разрушения дисков. Таким образом, задача защиты ТНД от раскрутки при обрыве вала НД является актуальной.

Работы, связанные с валом НД двухконтурного двигателя, были развернуты в следующих направлениях:

- анализ динамики развития ситуации после разрушения вала НД и оценка возможности предотвращения раскрутки ТНД за счет быстрого выключения двигателя путем прекращения подачи топлива в камеру сгорания [1];
- поиск конструктивных мероприятий, обеспечивающих выполнение указанных требований при минимальном внесении изменений в конструкцию двигателя [2].

Прекращение подачи топлива при разрушении вала НД должно выполняться предельно быстро, и может быть реализовано только средствами системы автоматического управления (САУ). САУ при обрыве вала НД должна подать команду на выключение двигателя, поэтому важно исключить ложные срабатывания этой функции. В этой связи возникает необходимость формирования критерия, который надежно характеризует разрушение вала НД. Исходной информацией для разрабатываемого критерия должны служить данные, поступающие от штатных измерителей.

Критериальные параметры обнаружения разрушения вала НД

Особенностью штатного средства измерения частоты вращения вала НД является то, что, в зависимости от места разрушения вала, датчик может показывать частоту вращения как передней части ротора, так и задней [2]. Следовательно, необходимо надежно диагностировать как резкий рост измеряемого указанным датчиком параметра, так и резкое его падение.

В результате проведенных исследований выявлено, что лучше всего в качестве критериальных параметров использовать ускорения роторов, приведенные к давлению за компрессором $p_K^* : \frac{dn_1}{dt \cdot p_K^*}$ для ротора НД и $\frac{dn_2}{dt \cdot p_K^*}$ для ротора ВД. При определении данных параметров используется частота вращения n_i в %, а давление за компрессором измеряется в $\frac{кгс}{см^2}$. Соответственно, величина $\frac{dn_i}{dt \cdot p_K^*}$ является размерной и измеряется в $\frac{\% \cdot см^2}{с \cdot кгс}$. В параметре $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K^*}$ величина n_1 при обрыве вала может соответствовать как частоте вращения вентилятора, так и частоте вращения турбины НД.

Для формирования логического критерия было выполнено исследование трех случаев:

- разрушение ротора низкого давления;
- мгновенное погасание камеры сгорания (важно провести различие между торможением вентилятора при обрыве вала и при выключении двигателя);
- приемистость с мгновенным повышением расхода топлива до значений, предельно допустимым по запасам устойчивости КВД (для выделения различий в значениях ускорения ТНД при обрыве вала НД и при приемистости).

Все три случая моделировались с использованием нелинейной математической модели [2] для разных условий полета и режимов работы двигателя. При выборе условий ставилась цель охватить режимы с максимальным скоростным напором ($H=0$, $M_n=0.8$), с минимальным скоростным напором ($H=12$, $M_n=0.6$), промежуточный режим ($H=5$ км, $M_n=0.9$), а также режим работы двигателя на земле ($H=0$, $M_n=0$). Для режима полета $H=0$, $M_n=0.8$ кроме стандартной атмосферы рассмотрены также случаи с температурой у поверхности земли -50°C и $+50^\circ\text{C}$. Обозначения на легендах графиков соответствуют условиям полета и расходу топлива в камере сгорания.

Динамика двигателя при мгновенном погасании камеры сгорания.

На рисунке 1 показаны графики для случая мгновенного погасания камеры сгорания.

Очевидно, что после прекращения подвода тепла в камере сгорания роторы начинают замедляться, и их ускорения имеют отрицательное значение.

На интервале времени от 0.01с, когда прекратился подвод тепла в камере сгорания, до 0.1с, величина $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K^*}$ для всех рассчитанных случаев не выходит за пределы «коридора» -13.0...-

$6.0 \frac{\% \cdot см^2}{с \cdot кгс}$. Значения параметра $\frac{dn_2}{dt \cdot p_K^*}$ остаются в интервале -5.7...-3.5 $\frac{\% \cdot см^2}{с \cdot кгс}$.

Следует отметить, что интервалы изменения критериальных параметров $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K^*}$ и $\frac{dn_2}{dt \cdot p_K^*}$,

полученные при погасании камеры, весьма узки по сравнению с интервалами значений других параметров двигателя. Так, для рассмотренного набора условий полета и режимов работы двигателя давление за компрессором после отключения подачи топлива варьируется от 2 до 20 кгс/см², расход воздуха на входе в двигатель – от 6 до 52 кг/с. Значение приведенной частоты вращения компрессора низкого давления находятся в диапазоне 0.55...1.08, при этом степень повышения давления КНД варьируется от 1.3 до 3.5.

Динамика двигателя при разрушении вала низкого давления.

На рисунке 2 показаны параметры динамики двигателя при обрыве вала НД. На интервале времени от 0.01с до 0.1с величина $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K^*}$ для всех рассчитанных случаев не выходит за пределы «коридора» $-32.0 \dots -13.0 \frac{\% \cdot cM^2}{c \cdot кгс}$. В начальный интервал времени после разрушения вала (0.01...0.05с) указанный «коридор» существенно более узок: $-32.0 \dots -19.0 \frac{\% \cdot cM^2}{c \cdot кгс}$, и никак не пересекается с аналогичным «коридором» для случая погасания камеры сгорания. Таким образом, если разрушение вала происходит в таком месте, что датчик n_1 остается на стороне КНД, можно достаточно надежно его диагностировать по единственной комплексной величине $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K^*}$.

Дополнительными признаками разрушения вала являются:

- незначительное ускорение ротора ВД. $\frac{dn_2}{dt \cdot p_K^*}$ лежит в пределах $0 \dots 1.35 \frac{\% \cdot cM^2}{c \cdot кгс}$;

- быстрое, но не резкое падение давления за компрессором.

Если датчик n_1 после разрушения вала НД измеряет частоту вращения турбины, то своевременно распознать ситуацию можно по величине $\frac{dn_{ТНД}}{dt \cdot p_K^*}$. В начальный момент времени после разрушения вала, до посадки на статор, ТНД вращается свободно, и ее ускорение $\frac{dn_{ТНД}}{dt \cdot p_K^*}$ составляет $25 \dots 32 \frac{\% \cdot cM^2}{c \cdot кгс}$. Это очень большая величина, совершенно недостижимая при приемистости двигателя. Посадка на статор с ударом (время 0.011...0.015с) при допущениях, изложенных в [2], сопровождается кратковременным отрицательным значением $\frac{dn_{ТНД}}{dt \cdot p_K^*}$. После перехода ТНД из состояния «свободного полета» в состояние сухого трения ободом диска о статор при вышеуказанных допущениях ее ускорение составляет $8 \dots 12 \frac{\% \cdot cM^2}{c \cdot кгс}$, что также недостижимо для случая приемистости.

Следует отметить, что средства измерения САУ не смогут разделить значения приведенного ускорения ротора ТНД на этапах «свободного полета», посадки с ударом и сухого трения ротора о статор, поскольку частота опроса датчиков составляет около 50 Гц, и время между обрывом вала и переходом к сухому трению существенно меньше периода опроса датчиков.

Динамика двигателя при экстремальной приемистости.

Под термином «экстремальная приемистость» в данном подразделе подразумевается теоретически возможный начальный этап приемистости, при котором расход топлива мгновенно повышается до значений, при которых запас ГДУ КВД выбирается до нуля. Такое динамическое состояние двигателя характеризуется предельно высокими значениями ускорения роторов и его анализ необходим для того, чтобы произвести различия между n_1 при приемистости и частотой вращения ТНД, измеряемой после разрушении вала НД. Результаты расчетов представлены на рисунке 3.

По результатам расчета получено, что при приемистости теоретически достижимым приведенным ускорением ротора НД является величина $6.5 \frac{\% \cdot \text{сМ}^2}{\text{с} \cdot \text{кгс}}$. Это заметно ниже ускорения

ТНД после посадки ее на статор. При этом ускорение ротора высокого давления $\frac{dn_2}{dt \cdot p_K^*}$ лежит в пределах $2 \dots 6 \frac{\% \cdot \text{сМ}^2}{\text{с} \cdot \text{кгс}}$, что больше, чем при обрыве вала НД.

Представляет интерес рассмотреть зависимости $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K^*}$ (или $\frac{dn_{\text{ТНД}}}{dt \cdot p_K^*}$) от $\frac{dn_2}{dt \cdot p_K^*}$ на одном графике для всех трех рассмотренных случаев (рисунок 4). Кроме рассмотренных выше случаев, на график нанесены точки, полученные при расчете нескольких приемистостей и сбросов с использованием штатных законов управления приведенными ускорениями роторов, в том числе встречных приемистостей.

На рисунке 4 области значений $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K^*}$ при разрушении ротора НД заметно отдалены от эксплуатационной области. Это позволяет провести условные границы рабочей и аварийной областей, и предложить следующий критерий формирования сигнала аварийной ситуации, связанной с разрушением вала НД. По текущему значению $\frac{dn_2}{dt \cdot p_K^*}$ интерполируются линии «Верхняя граница» и «Нижняя граница», а результате для каждого ускорения ротора ВД определяется диапазон допустимых значений приведенного ускорения ротора НД. Если текущее значение $\frac{dn_1}{dt \cdot p_K^*}$ выходит за определенный вышеуказанным способом диапазон, формируется сигнал аварийного останова двигателя.

Выводы

Предлагаемый критерий формирования сигнала аварийной остановки двигателя позволяет надежно выявить аварийную ситуацию, связанную с разрушением вала НД. Своевременное выключение подачи топлива по сформированному электронной САУ сигналу позволяет предотвратить нелокализованное разрушение двигателя для широкого диапазона условий полета и режимов его работы. Для тех же режимов, на которых требуется реализация дополнительных конструктивных мероприятий, в любом случае своевременное отключение подачи топлива снижает тяжесть последствий от разрушения вала низкого давления.

Литература

1. Лещенко И.А., Кикоть Н.В., Буров М.Н. Исследование динамики ротора турбины низкого давления ТРДД при разрушении вала и мероприятий по предотвращению его недопустимой раскрутки. Статья в настоящем сборнике.

2. Кикоть Н.В., Лещенко И.А., Павлов В.А. Разработка конструктивных мероприятий для защиты ТРДД от раскрутки ротора турбины при обрыве вала компрессора низкого давления. Статья в настоящем сборнике.

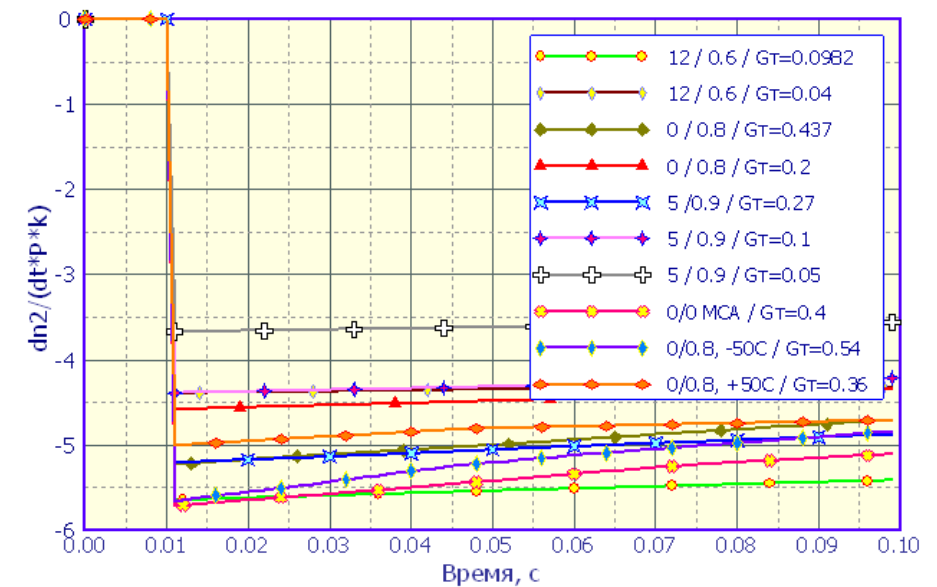
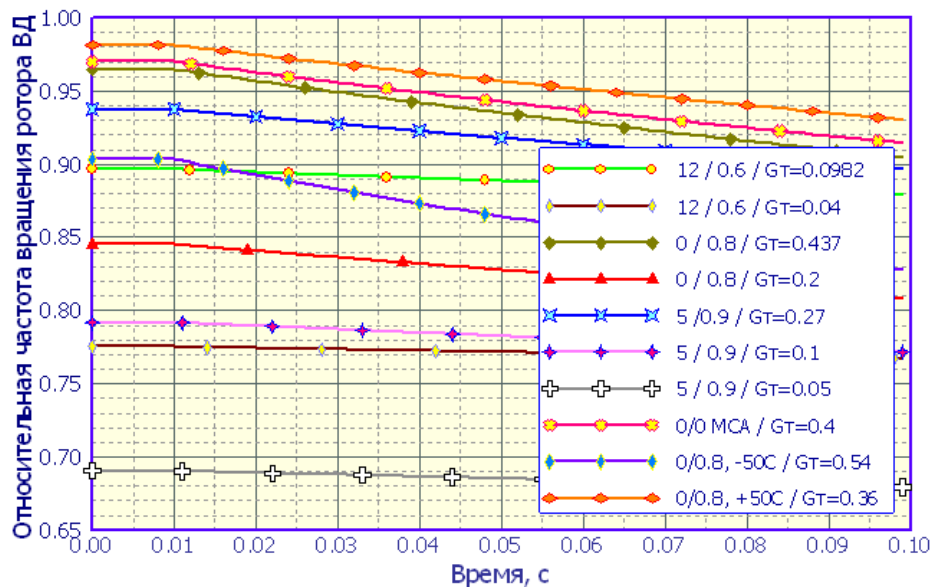
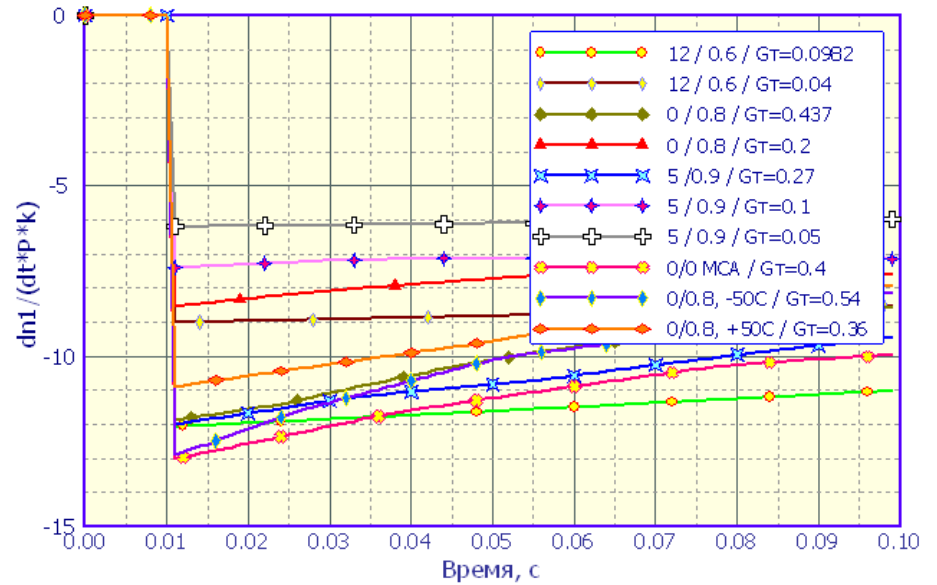
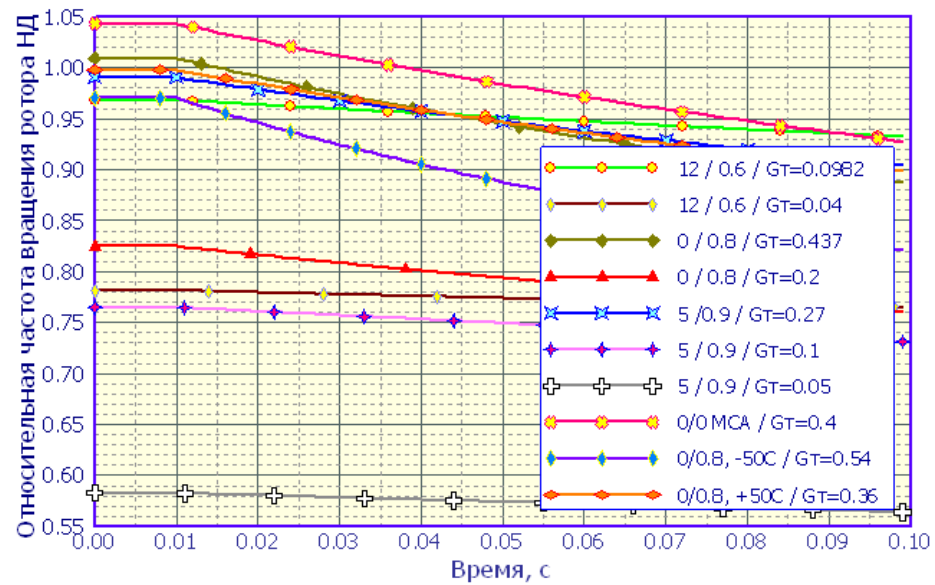


Рисунок 1. Динамика изменения частот вращения роторов и приведенных ускорений роторов при погасании камеры сгорания

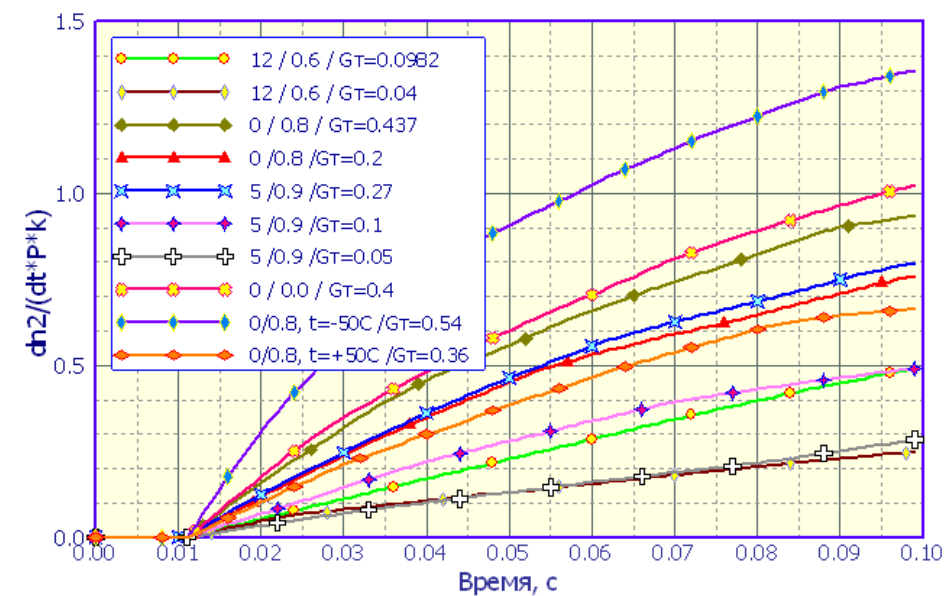
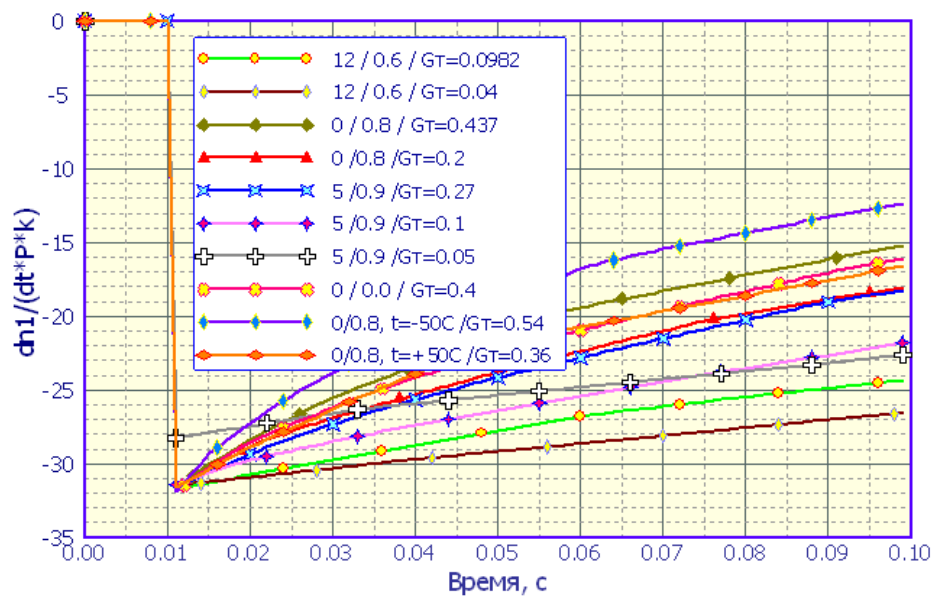
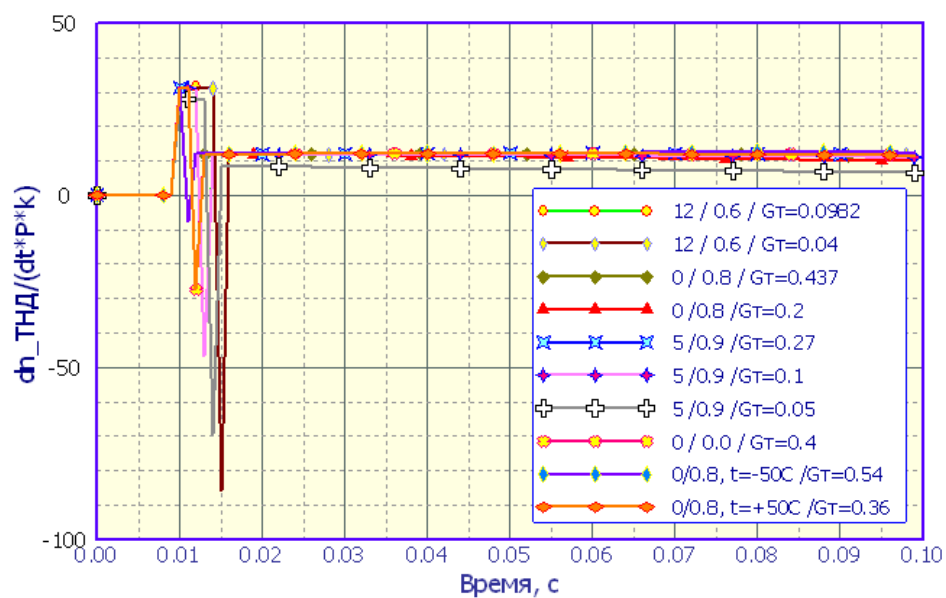
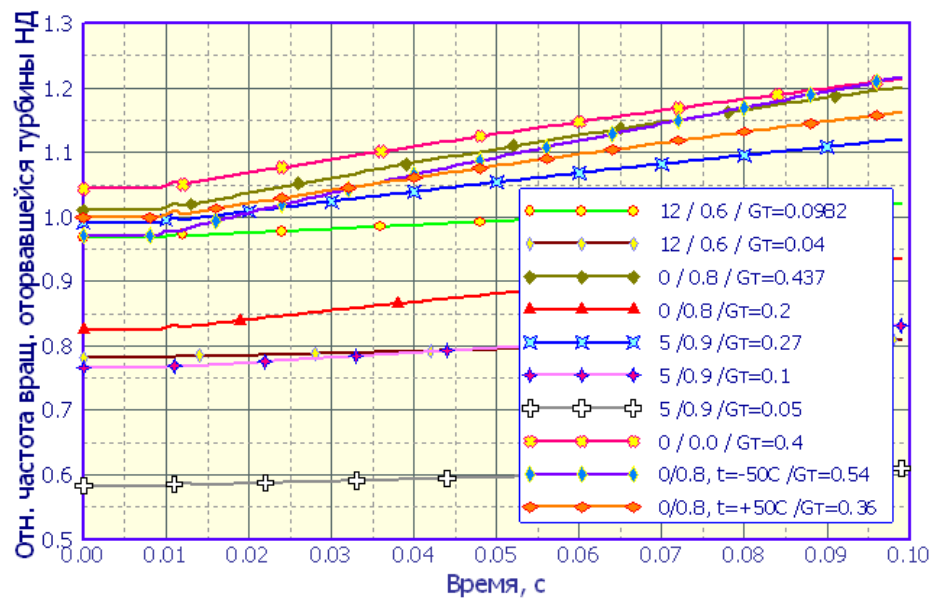


Рисунок 2. Динамика изменения частот вращения роторов и приведенных ускорений роторов при разрушении вала НД

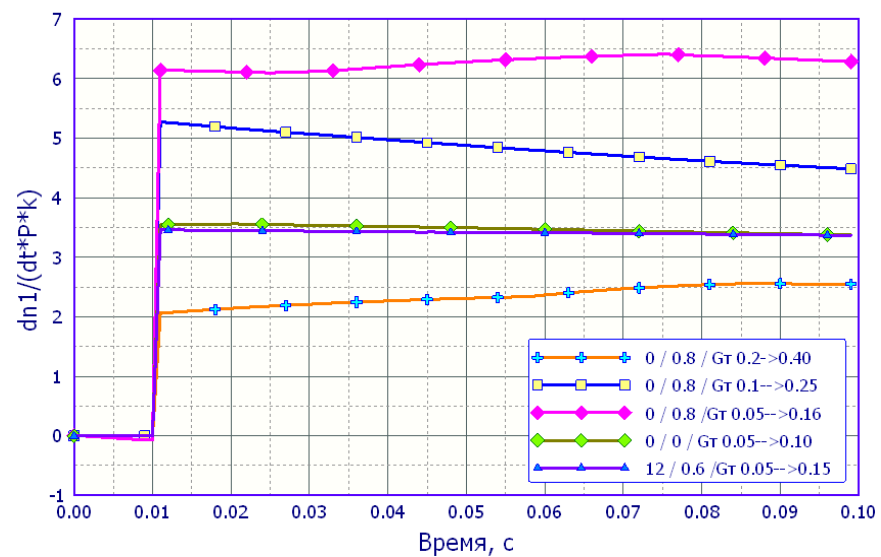
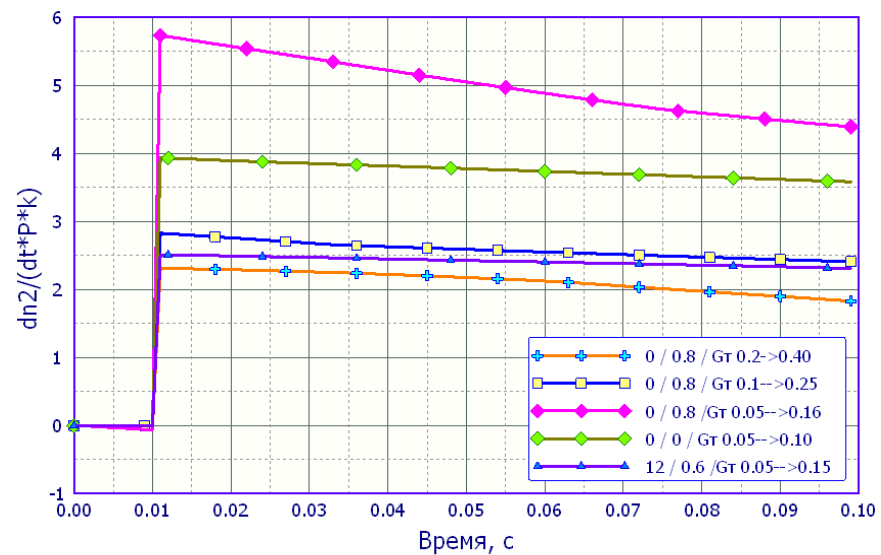


Рисунок 3. Приведенные ускорения роторов при «экстремальной» приемистости

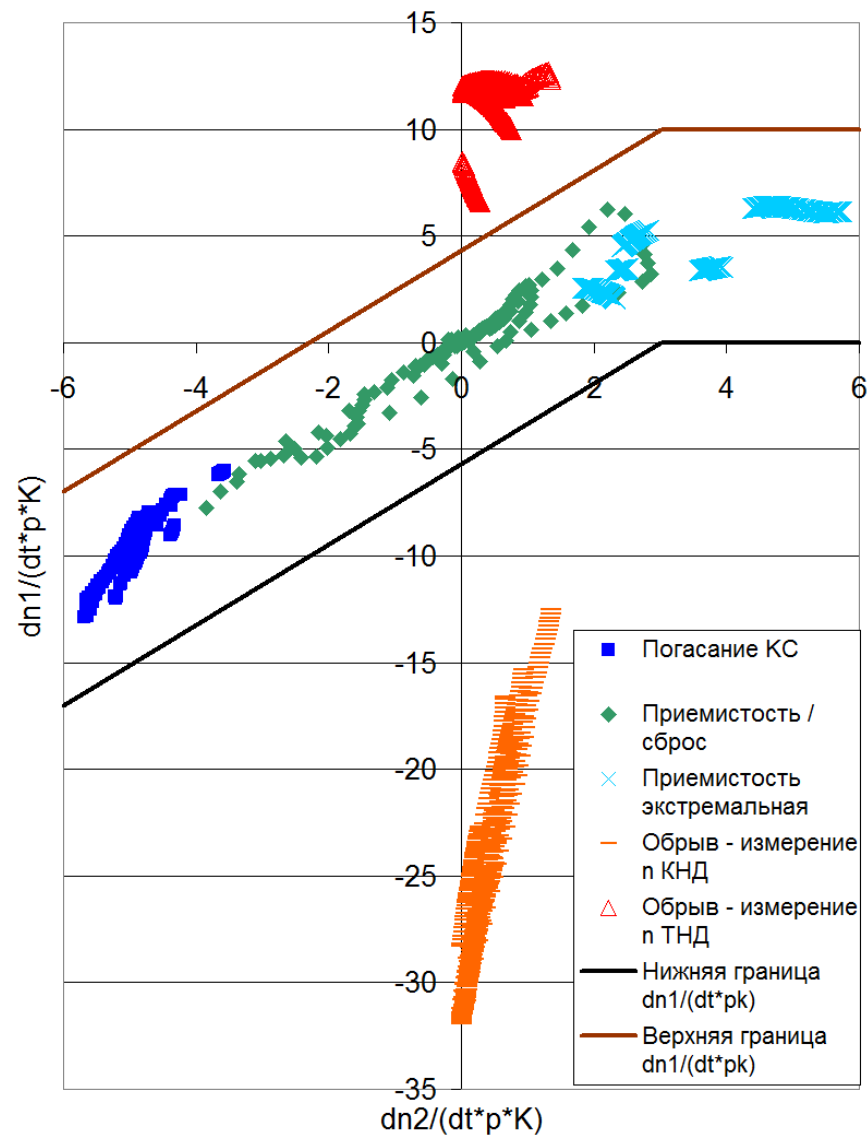


Рисунок 4. Эксплуатационные и аварийные области сочетания измеряемых ускорений роторов